



Escola de Camins

Escola Tècnica Superior d'Enginyeria de Camins, Canals i Ports
UPC BARCELONATECH

Estudio y aplicación de un método acoplado fluido-estructura al análisis de estructuras de membrana hinchables

Treball realitzat per:

Eric Cuartero Zaragoza

Dirigit per:

Eugenio Oñate Ibáñez de Navarra

Enrique Ortega

Màster en:

Enginyeria de Camins, Canals i Ports

Barcelona, 16 de juny de 2017

Departament d'Enginyeria Civil i Ambiental

TREBALL FINAL DE MÀSTER

ESTUDIO Y APLICACIÓN DE UN MÉTODO ACOPLADO FLUIDO-ESTRUCTURA AL ANÁLISIS DE ESTRUCTURAS DE MEMBRANA HINCHABLES

Trabajo Final de Máster
Eric Cuartero Zaragoza

Tutores: Eugenio Oñate Ibáñez de Navarra
Enrique Ortega
Departament d'Enginyeria Civil i Ambiental
Universitat Politècnica de Catalunya

Resumen

El principal condicionante para el diseño de estructuras hinchables es la determinación de las cargas de viento, que generalmente se aplican como presiones constantes calculadas en base a una normativa de referencia. Numerosos estudios han tratado de mejorar la determinación de estas cargas mediante análisis en túnel de viento y la simulación numérica del problema fluido-estructura. No obstante, la complejidad y el alto coste de estas metodologías no permite utilizarlas como herramientas prácticas de diseño y análisis. Con este objetivo, en este trabajo se estudia la aplicación del programa de cálculo *Parachutes*, que se ha desarrollado recientemente en el Centre Internacional de Mètodes Numèrics en Enginyeria (CIMNE) ^[25]. Éste es un programa de bajo coste computacional que resuelve, de manera acoplada, el problema fluido-estructura en sistemas de paracaídas tipo ala. Para ello, se emplea un modelo de flujo potencial para la aerodinámica y la estructura se resuelve con un método de elementos finitos. Si bien *Parachutes* fue diseñado para el análisis práctico de paracaídas, es importante remarcar que las características estructurales de este problema son muy similares a las que presentan los hangares hinchables expuestos al viento. Desde el punto de vista aerodinámico, el flujo alrededor de un hangar no es totalmente asimilable a un flujo potencial, pero se plantea realizar ciertas correcciones sobre este último para adecuarlo a la situación real del hangar. Una vez analizadas las características del problema, se realizan en este trabajo diferentes estudios comparando los resultados de *Parachutes* con los obtenidos a través de otras metodologías numéricas y experimentales actualmente en uso en Buildair, la empresa donde se ha realizado este trabajo.

Palabras clave: fluido-estructura, flujo potencial, elementos finitos, estructuras hinchables, *Parachutes*.

Barcelona, junio de 2017

AGRADECIMIENTOS

Esta tesis no hubiera sido posible sin la ayuda y respaldo de muchas personas, tanto en lo profesional como en lo personal. En esta página quisiera mostrar mi agradecimiento a todas ellas.

A mi familia, sobre todo a mi padre y mi madre, por la educación que me han dado y por haber hecho posible que llegara hasta aquí.

A Eugenio Oñate, por ofrecerme la posibilidad de iniciar mi carrera profesional en Buildair y plantearme este estudio.

A Enrique Ortega y Roberto Flores, por el seguimiento del trabajo y por todos los conocimientos transmitidos.

A los compañeros de Buildair, por crear el mejor ambiente posible y por todo lo aprendido durante este año.

A toda la gente en general con la que he desconectado de lo profesional para disfrutar del día a día.

ÍNDICE

1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1. Características de las estructuras hinchables.....	1
1.2. Análisis y diseño de estructuras hinchables	4
1.2.1. Túnel de viento.....	4
1.2.2. Dinámica de fluidos computacional (CFD).....	7
1.3. Objetivos y alcance de este trabajo.....	7
2. METODOLOGÍA DE SOLUCIÓN NUMÉRICA.....	9
2.1. Interacción fluido-estructura	9
2.1.1. Formulación del problema.....	9
2.1.2. Acoplamiento fluido-estructura	13
2.2. Programa <i>Parachutes</i>	15
2.2.1. Modelo estructural.....	15
2.2.2. Modelo aerodinámico	25
2.2.3. Metodología de acoplamiento fluido-estructura	37
2.2.4. Interfaz gráfica.....	38
3. APLICACIONES Y RESULTADOS	40
3.1. Análisis estructural.....	40
3.1.1. Modelo de análisis.....	40
3.1.2. Cargas de viento	45
3.1.3. Cargas de nieve.....	57
3.1.4. Análisis de deshinchado.....	65
3.2. Análisis aerodinámico.....	69
3.2.1. Casos de validación.....	69
3.2.2. Hangar H47.....	81
3.3. Análisis acoplado	83
4. CONCLUSIONES	86
BIBLIOGRAFÍA	89

1. INTRODUCCIÓN

En este primer capítulo se presentan los temas principales de los que trata este trabajo. Primero, una introducción de las características y clasificación de las estructuras hinchables, dentro de las cuales se engloban los hangares que son motivo de estudio. Luego se explican los factores que afectan al diseño de estas estructuras, haciendo hincapié en los métodos de análisis de las cargas de viento. Finalmente, se incluyen los objetivos y el alcance de este trabajo.

1.1. Características de las estructuras hinchables

Las estructuras hinchables, más conocidas como estructuras neumáticas, están compuestas por membranas flexibles pretensadas con aire a presión. Pueden estar rigidizadas con elementos tensores como cables o eslingas que trabajan solamente a tracción. El uso de este tipo de materiales dota a estas estructuras de la ligereza que las caracteriza.

Las estructuras neumáticas se empezaron a desarrollar durante el siglo XX, popularizándose a gran escala en la Expo '70 de Osaka, donde varios pabellones fueron diseñados con esta tipología de estructura. Uno de los primeros ejemplos que apareció en España fue la Ciudad Instantánea de Ibiza, en 1971 (Figura 1.1).



Figura 1.1. Ciudad Instantánea de Ibiza (1971) ^[2]

Una de las principales ventajas de las estructuras neumáticas es la posibilidad de cubrir superficies muy grandes sin la necesidad de apoyos intermedios y, además, pudiéndose desmontar y transportar con facilidad ocupando volúmenes muy reducidos en comparación con otras estructuras. Su diseño puede ser modular, no precisan de cimientos profundos y la membrana permite la entrada de luz natural durante el día, ahorrando así energía.

Las estructuras neumáticas se dividen en dos grandes grupos dependiendo de la tipología de elementos que las componen y las presiones de hinchado:

1) **Soportadas con aire** (*air-supported*): más conocidas como cúpulas inflables, están formadas por una membrana flexible inflada desde su interior. Para mantener la integridad estructural la presión interior debe ser superior a la que las cargas exteriores (viento y nieve) transmiten a la estructura, teniendo en cuenta además su estanqueidad (puertas, ventanas y fugas). Un claro ejemplo de este tipo es el pabellón de los Estados Unidos en la Expo '70 de Osaka diseñado por David H. Geiger (Figura 1.2).

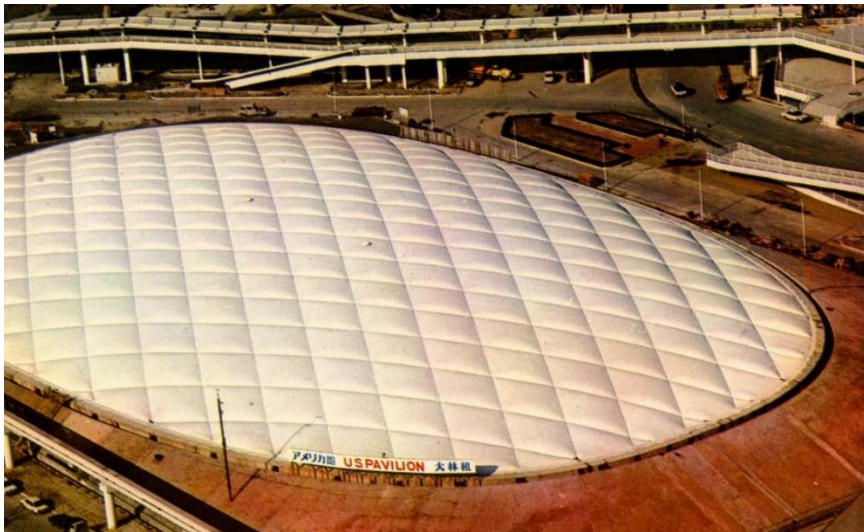


Figura 1.2. Pabellón de los Estados Unidos en la Expo '70 de Osaka

La estructura neumática más grande del mundo, que es de este tipo, está siendo construida en East Fishkill (Estados Unidos). Se llamará *The Sports KingDome* y su construcción finalizará en otoño de 2017, proporcionando 33 000 m² de instalaciones deportivas ^[4].

2) **Infladas con aire** (*air-inflated*): formadas por tubos o cámaras de aire con otras formas que actúan como elementos estructurales tipo (pilares, vigas, etc.) gracias al aire a presión que se introduce en su interior. Al actuar como elementos rígidos, las presiones necesarias son superiores a las estructuras soportadas con aire, precisando de materiales más resistentes. Otra diferencia es que la presión en el espacio útil de la estructura es igual a la atmosférica. Uno de los ejemplos más conocido de este tipo es el pabellón Fuji en la Expo '70 de Osaka (Figura 1.3).



Figura 1.3. Pabellón Fuji en la Expo '70 de Osaka

Las estructuras fabricadas por la empresa Buildair, que constituyen el objeto de estudio en este trabajo, son de este segundo tipo. Una de las principales aplicaciones de las mismas es en el campo de la aviación, por ejemplo para la construcción de hangares de grandes luces (hasta 54 metros) para mantenimiento y reparación de aeronaves (Figura 1.4). Además, la empresa está continuamente investigando en otros posibles mercados para estructuras neumáticas, como por ejemplo puentes hinchables para casos de emergencia o desastres naturales. Durante este año 2017 se está llevando a cabo el desarrollo del segundo prototipo de puente hinchable (Figura 1.5), con el cual se han llevado a cabo pruebas de carga, montaje y desmontaje obteniendo resultados satisfactorios. Otra de las aplicaciones, con la que empezó la empresa, es la construcción de carpas hinchables para eventos, como por ejemplo las que se realizaron para el gran premio de Fórmula 1 de Singapur ^[1].



Figura 1.4. Hangar hinchable de Buildair



Figura 1.5. Segundo prototipo de puente hinchable de Buildair

1.2. Análisis y diseño de estructuras hinchables

Desde el punto de vista del diseño, la principal carga externa que condiciona las estructuras hinchables es el viento, siendo su distribución de presión variable. A mayor altura aumentan las cargas de viento y consecuentemente, se precisa de presiones de hinchado mayores que incrementan las fuerzas de membrana pero que simultáneamente se reducen al disminuir el radio de curvatura. En los hangares de Buildair las presiones de hinchado son de entre 20 y 30 *mbar*. La otra carga que puede influir es la nieve, siendo más crítica cuanto mayor es el radio de curvatura de la estructura. Para contrarrestarla se puede aumentar la presión de hinchado pero lo más usual es emplear algún sistema que derrita la nieve o la tire al suelo evitando que la acumulación aumente las tensiones en la membrana.

Debido a las grandes deformaciones que puede provocar el viento en las estructuras hinchables, a menudo no es posible suponer la estructura rígida para calcular las cargas y puede ser necesario además tener en cuenta el proceso de interacción fluido-estructura en la determinación de las mismas. Se puede optar por modelos experimentales a escala en túneles de viento o simularlos numéricamente mediante dinámica de fluidos computacional (CFD). A continuación se describen brevemente estas dos aproximaciones.

1.2.1. Túnel de viento

El empleo del túnel de viento surge a finales del siglo XIX con el objetivo de aumentar los conocimientos que se tenían con los experimentos realizados hasta entonces sobre el movimiento de objetos sólidos en el aire. En 1901 los hermanos Wright probaron en su túnel de viento más de 200 tipos diferentes de alerones y alas para mejorar el diseño de su planeador, algo revolucionario para la época ^[5]. A partir de entonces los túneles de viento han ido mejorando sus prestaciones, siendo actualmente una herramienta esencial en el estudio y diseño aerodinámico.

El funcionamiento de un túnel de viento se basa en el principio fundamental de reversibilidad del movimiento. Éste sostiene que el aire en movimiento alrededor de un cuerpo produce el mismo efecto que el cuerpo moviéndose a través del aire inmóvil. Con ventiladores se hace circular el aire a través de un conducto donde se coloca el modelo a estudiar. Las fuerzas y momentos aerodinámicos resultantes sobre el mismo se miden mediante balanzas o métodos indirectos y usualmente se descomponen en tres direcciones denominadas sustentación, resistencia y fuerza lateral. La resistencia se define en dirección de la velocidad incidente, la sustentación perpendicular a la misma en el plano vertical y la fuerza lateral es perpendicular a ambas (Figura 1.6). Se puede demostrar que dichas fuerzas dependen del tamaño del modelo, caracterizado por una longitud (c) y superficie de referencia (S), y de cuatro parámetros del fluido: velocidad (v), densidad (ρ), viscosidad (μ) y compresibilidad, que depende de la relación entre la velocidad del viento y la velocidad del sonido en el medio (a). Estas variables dan origen a dos números adimensionales que caracterizan el problema, el número de Reynolds (Re) y número Mach (M).

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} \quad (1.1)$$

$$M = \frac{v}{a} \quad (1.2)$$

Además de la similitud geométrica y cinemática, Re y M son los principales parámetros de similitud que deben tenerse en cuenta para extrapolar los resultados del experimento (similitud dinámica). El Re indica la relación entre las fuerzas inerciales y las viscosas del fluido y el segundo es el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido, lo que se puede demostrar que es una medida de la compresibilidad relativa del fluido.

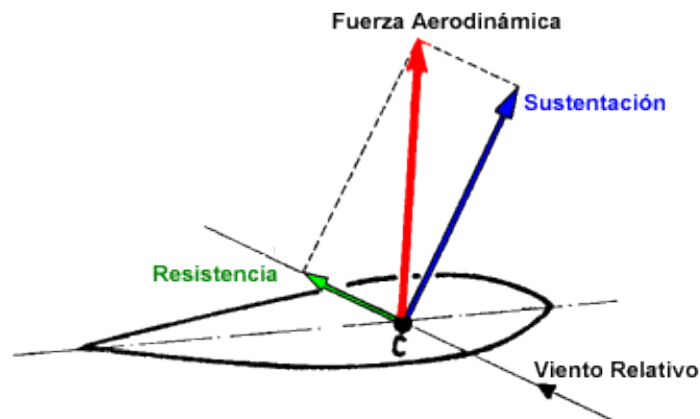


Figura 1.6. Descomposición de las fuerzas aerodinámicas

Los túneles de viento pueden clasificarse según el tipo de circuito (abierto o cerrado dependiendo si se permite la recirculación del aire en su interior) y según el tipo de cámara de ensayo, que también puede ser abierta o cerrada dependiendo de si tiene paredes físicas que restringen el movimiento de la corriente de aire alrededor del modelo.

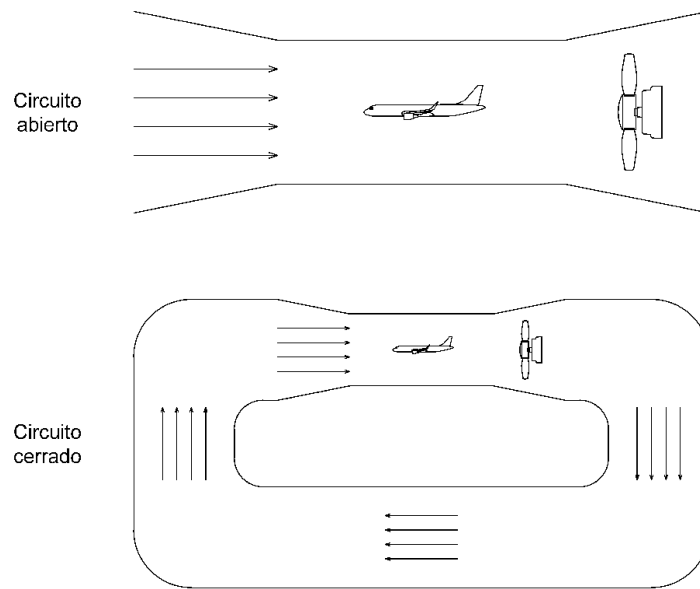


Figura 1.7. Clasificación de los túneles de viento según el tipo de circuito

Otro tipo de clasificación se realiza también según la velocidad del aire en su interior (Figura 1.8). En este trabajo no se considerarán velocidades de viento superiores a $0,2a$ (70 m/s), por lo que se estará siempre en régimen subsónico y el flujo se considerará incompresible.

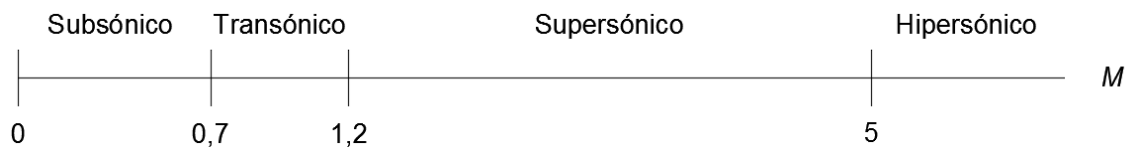


Figura 1.8. Clasificación de los túneles de viento según la velocidad del aire

Cabe mencionar que los túneles de viento para el ensayo de este tipo de estructuras deben cumplir requisitos de velocidad y tamaño de la cámara de ensayos (para que el factor de bloqueo de la corriente sea aceptable), además de que se tiene que reproducir en ciertos ensayos el perfil de capa límite terrestre. Los túneles de tipo ambiental (ABT) reproducen este efecto además de mantener la temperatura y la humedad exteriores, posibilitando la realización de los ensayos en condiciones ambientales pero en un espacio delimitado y muy controlado.

1.2.2. Dinámica de fluidos computacional (CFD)

La dinámica de fluidos computacional surge como un complemento de los métodos experimentales, con el desarrollo de técnicas numéricas y algoritmos en ordenadores para el análisis de problemas de fluidos. El CFD se basa en la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes u otros modelos simplificados derivados de las mismas (Euler, flujo potencial, etc.), que se obtienen aplicando los principios de conservación de la mecánica y la termodinámica a un fluido. Estos modelos están definidos por derivadas parciales que incluyen variables continuas en el espacio y el tiempo. Los ordenadores, al no tener memoria infinita, no pueden trabajar con este tipo de ecuaciones, por lo que en los modelos de CFD se realiza una discretización espacial (mallado) y temporal, transformando las ecuaciones diferenciales continuas en algebraicas. Así, se obtienen resultados en forma de valores discretos tanto en el espacio como en el tiempo.

Una de las principales aplicaciones del CFD es la simulación virtual de túneles de viento. Las grandes ventajas del CFD respecto al túnel de viento son la reducción de costes, la libertad para fijar condiciones de contorno y la resolución espacial de la solución. En contrapartida, presenta inconvenientes como el alto coste de resolver todas las escalas de las ecuaciones de Navier-Stokes y las inexactitudes propias de los modelos empleados particularmente cuando el fluido está en régimen turbulento. Esto obliga a reducir el tamaño de las simulaciones usando modelos que pueden dar lugar a soluciones incorrectas. En la mayoría de casos obtener resultados exactos es complicado, muchas veces por las limitaciones de los modelos empleados, por lo que su validación suele realizarse mediante resultados experimentales en túneles de viento. No obstante todo esto, con el continuo desarrollo de nuevo hardware y el incremento de la potencia de cálculo, así como también con el desarrollo de nuevos algoritmos, las velocidades de cálculo y ámbitos de aplicación del CFD aumentan a la vez que se obtienen resultados más precisos.

1.3. Objetivos y alcance de este trabajo

En Buildair el CFD es de vital importancia a la hora de diseñar los hangares hinchables. Con el software actual el problema fluido-estructura se resuelve de forma desacoplada debido a los altos costes computacionales que supone hacerlo de forma acoplada. Primero se calculan las presiones en un modelo rígido de CFD (se emplea el programa *Tdyn* ^[26] desarrollado por la empresa Compass) y posteriormente se aplican al hangar en un modelo elástico, haciendo el cálculo en

un programa de dinámica de estructuras computacional (se emplea el programa *RamSeries* ^[27] también desarrollado por Compass). Dado que este tipo de estructuras pueden sufrir grandes deformaciones, que a su vez modifican sustancialmente las cargas aerodinámicas aplicadas y las deformaciones resultantes, tanto la aerodinámica como la estructura deberían calcularse en un proceso iterativo. Por este motivo el ámbito de aplicación del método actual de análisis que supone el modelo rígido debe ser acotado y los resultados contrastados con mediciones experimentales. El presente estudio está motivado por la necesidad de explorar métodos de análisis alternativos de bajo coste computacional, que permitan mejorar la exactitud de las soluciones y que puedan ser empleados como herramienta práctica de diseño. Así, se analiza la aplicación del programa de cálculo *Parachutes*, desarrollado recientemente en el Centro Internacional de Métodos Numéricos en Ingeniería (CIMNE) para aplicaciones en este tipo de estructuras hinchables ^[9-12].

En *Parachutes* la resolución del problema fluido-estructura se puede realizar tanto de forma desacoplada como acoplada. La aerodinámica se resuelve mediante teoría de flujo potencial con un método de paneles de bajo orden y la parte estructural con el método de elementos finitos (FEM). Cabe destacar que el programa *Parachutes* fue diseñado para paracaídas tipo ala, en los cuales el flujo puede considerarse mayoritariamente adherido y el modelo potencial resulta adecuado. Desde el punto de vista de su aplicación en hangares hinchables, la hipótesis de flujo adherido no puede aplicarse y resulta necesario corregir el campo de presiones potencial. Para ello se estudiará en este trabajo la aplicación del criterio de separación de Stratford ^[13], que es ampliamente utilizado en aerodinámica para la predicción de puntos de separación de la corriente.

Para evaluar la viabilidad de aplicar *Parachutes* al cálculo de hangares hinchables, primero se compararán los resultados con los que ya se tienen en Buildair, por lo que se realizan los cálculos estructurales y aerodinámicos de manera independiente. Los primeros se comparan con los resultados de *RamSeries* y los segundos con los de un modelo de hangar hinchable a escala que se analizó en un túnel de viento en el marco del proyecto uLites ^[14]. Debido a la imposibilidad de escalar magnitudes como el grosor de la tela el análisis en dicho proyecto se realizó sobre un modelo rígido, obteniendo solo los coeficientes de presión en distintos puntos del modelo. Estos datos se emplearán para estudiar la viabilidad de aplicar a este tipo de estructuras una metodología de cálculo potencial corregida por efectos de separación de flujo. Finalmente, en este trabajo se realizará el cálculo acoplado de la estructura, lo que puede suponer una mejora sustancial en la resolución del problema fluido-estructura en hangares hinchables.

2. METODOLOGÍA DE SOLUCIÓN NUMÉRICA

En este segundo capítulo se presenta la metodología de análisis numérico empleada para la solución del problema de interacción fluido-estructura. Primero se introduce el tema formulando las ecuaciones que gobiernan el problema y después se explica cómo *Parachutes* aborda y resuelve el modelo estructural y el aerodinámico por separado y de manera acoplada.

2.1. Interacción fluido-estructura

Los problemas de interacción fluido-estructura (FSI por sus siglas en inglés) tratan la interacción entre estos dos elementos, un fluido y un sólido, donde el comportamiento del flujo alrededor del objeto depende de la forma y las deformaciones de la estructura y viceversa. Este tipo de problemas aparecen en muchos ámbitos de la ingeniería, como en el caso del análisis de hangares hinchables cuando actúan sobre ellos cargas de viento. La resolución analítica generalmente no es posible en casos prácticos debido a la no linealidad y a la dependencia del tiempo del problema, por lo que se debe recurrir a experimentos o simulaciones numéricas. Las segundas implican una combinación de dinámica de fluidos computacional (CFD) y dinámica de estructuras computacional.

Existen dos categorías de problemas de interacción fluido-estructura: interacción por cantidad de movimiento e interacción térmica. El intercambio de cantidad de movimiento entre el fluido y la estructura puede ocurrir de dos maneras diferentes: por deformación local o por movimiento de sólido rígido. En este trabajo se analizará el primer caso, de acuerdo a las grandes deformaciones que sufren los hangares hinchables.

2.1.1. Formulación del problema

Las ecuaciones y condiciones de contorno que gobiernan el problema fluido-estructura son las que rigen el comportamiento de cada uno de los dos dominios independientemente y, además, las nuevas condiciones de acoplamiento que aparecen en la interfase entre ellos.

Existen dos descripciones para entender la mecánica de medios continuos. La euleriana consiste en medir las propiedades de las partículas en cada punto fijo del espacio, mientras que la lagrangiana consiste en hacer un seguimiento de cada partícula material en su trayectoria por el espacio. En ocasiones resulta

conveniente combinar ambas descripciones, como en el caso del problema fluido-estructura, ya que los modelos de mecánica de fluidos son más fáciles de plantear con la euleriana y los de mecánica de sólidos con la lagrangiana.

Para la formulación del problema se considera un cuerpo sólido \mathbf{B} situado dentro de un dominio de fluido $\mathbf{\Omega}$, siendo sus respectivos contornos $\delta\mathbf{B}$ y $\delta\mathbf{\Omega}$ (Figura 2.1). El modelo matemático del problema incluye:

- Ecuaciones de gobierno del fluido.
- Ecuaciones estructurales de gobierno del sólido.
- Condiciones de compatibilidad en la interfase fluido-estructura.
- Condiciones de contorno de Dirichlet y Neumann en el resto de contornos.
- Condiciones iniciales del fluido y la estructura.

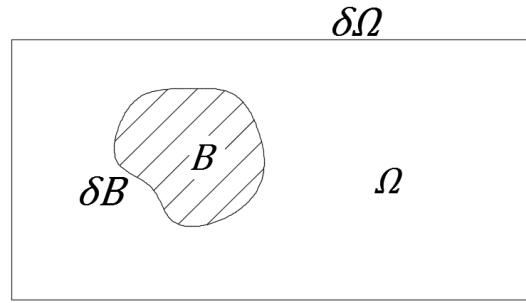


Figura 2.1. Dominio del problema fluido-estructura

2.1.1.1. Ecuaciones de gobierno del fluido

La principal diferencia de un fluido respecto a un sólido es el cambio de forma continuo que experimenta cuando está sometido a esfuerzos cortantes. La mecánica de fluidos está regida por las ecuaciones diferenciales de Navier-Stokes, que describen la evolución de las variables del flujo en el espacio y tiempo. Las mismas son:

a) Conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (2.1)$$

donde ρ es la densidad y \mathbf{v} la velocidad del fluido. Aplicando la derivada material:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (2.2)$$

Considerando el fluido incompresible, la derivada material de la densidad se anula y la ecuación de continuidad resulta:

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (2.3)$$

b) Conservación de la cantidad de movimiento

$$\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} + \rho \mathbf{f} \quad (2.4)$$

donde $\boldsymbol{\sigma}$ es el tensor de tensiones (e.g. para un fluido newtoniano) y \mathbf{f} el vector de fuerzas másicas.

c) Conservación de la energía

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} v^2 \right) = -\nabla \cdot (p\mathbf{v}) + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}' \cdot \mathbf{v}) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} + \nabla \cdot (k\nabla T) \quad (2.5)$$

Para fluidos incompresibles y sin efectos de transferencia de calor importantes, la disipación viscosa puede despreciarse y la ecuación queda desacoplada de la conservación de la masa y la cantidad de movimiento. En este trabajo no se tendrá en cuenta.

Las tres ecuaciones anteriores (a-c) deben complementarse con un conjunto de relaciones constitutivas del fluido. Con este objetivo, el tensor de tensiones se puede descomponer en dos términos: la parte esférica o hidrostática y la parte desviadora o viscosa.

$$\boldsymbol{\sigma} = -p\mathbf{I} + \boldsymbol{\tau} \quad (2.6)$$

donde p es la presión hidrostática, \mathbf{I} es la matriz identidad y $\boldsymbol{\tau}$ es el tensor de esfuerzos viscosos. En notación matricial:

$$\sigma_{ij} = \begin{pmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{pmatrix} = -\begin{pmatrix} p & 0 & 0 \\ 0 & p & 0 \\ 0 & 0 & p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \sigma_x + p & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y + p & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z + p \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

Sustituyendo la Ec. (2.6) en la (2.4) se obtiene la forma general de la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento.

$$\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{f} \quad (2.8)$$

- $\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt}$ representa la inercia del fluido.
- El gradiente de presión $-\nabla p$ es el que hace mover el fluido (salvo en presencia de esfuerzos viscosos importantes).
- El término viscoso $\nabla \cdot \boldsymbol{\tau}$ da lugar a movimientos tangenciales debidos a esfuerzos cortantes.
- El término $\rho \mathbf{f}$ representa las fuerzas másicas que actúan en cada partícula del fluido.

En fluidos newtonianos, como el aire en condiciones normales de presión y temperatura, los esfuerzos tangenciales aumentan linealmente con la velocidad de deformación, siendo la constante de proporcionalidad la viscosidad μ .

$$\boldsymbol{\tau} = \mu(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T) \quad (2.9)$$

Finalmente, insertando la Ec. (2.9) en el término viscoso de la Ec. (2.8), se obtiene la forma convectiva de la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento para un fluido newtoniano incompresible.

$$\rho \frac{D\mathbf{v}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \rho \mathbf{f} \quad (2.10)$$

2.1.1.2. Ecuaciones de gobierno del sólido

Las membranas que forman los hangares, así como las cintas, cables y otros elementos sólidos, pueden ser tratadas con la teoría de elasticidad lineal ya que las deformaciones permanentes son despreciables. Además se pueden considerar isótropas, a pesar de que no lo son exactamente, por lo que sus ecuaciones constitutivas son las de Lamé-Hooke para un sólido elástico lineal, homogéneo e isótropo.

$$\sigma_{ij} = \sum_{k,l} C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad (2.11)$$

donde C_{ijkl} es la matriz constitutiva. Para el caso de un material isótropo, en el caso de tensión plana:

$$C_{ijkl} = \begin{pmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

donde E es el módulo de Young, ν el módulo de Poisson y G el módulo de cizalladura, que se puede expresar en función de los dos anteriores.

$$G = E/2(1 + \nu) \quad (2.13)$$

a) Ecuaciones de equilibrio

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial z} + b_x &= 0 \\ \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial z} + b_y &= 0 \\ \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + b_z &= 0 \end{aligned} \quad (2.14)$$

donde $\mathbf{b} = (b_x, b_y, b_z)$ es el vector de fuerzas de volumen.

b) Ecuaciones de compatibilidad

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{x} + \nabla \mathbf{x}^T) \quad (2.15)$$

De esta ecuación y la Ec. (2.9) se obtiene la relación entre las tensiones tangenciales y deformaciones en un sólido elástico isótropo.

$$\boldsymbol{\tau} = 2\mu\boldsymbol{\varepsilon} \quad (2.16)$$

2.1.1.3. Condiciones en la interfase

Se considera que el fluido es viscoso, por lo que tanto la velocidad normal como la tangencial en la interfase deben ser continuas. Además, dado que la interfase no tiene masa, debe estar en equilibrio estático.

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{\Omega} &= \mathbf{v}_B \\ \boldsymbol{\sigma}_{\Omega} \cdot \mathbf{n}_{\Omega} &= \boldsymbol{\sigma}_B \cdot \mathbf{n}_B \end{aligned} \quad (2.17)$$

donde \mathbf{n} es el vector normal a la superficie del sólido o del fluido según tenga el subíndice \mathbf{B} o Ω , respectivamente.

2.1.2. Acoplamiento fluido-estructura

Un sistema acoplado es aquel en el que interactúan de forma dinámica varios componentes heterogéneos. En el presente trabajo, dos elementos conforman el

sistema: el fluido (aire) y la estructura (hangar hinchable). La interacción entre ambos componentes puede ser de **una** o **dos vías** (Figura 2.2). El caso de vía única, como se comentó en el apartado 1.3, es la forma en que se está calculando actualmente este tipo de problemas en Buildair; se resuelve primero el fluido que rodea el hangar rígido (CFD) y los resultados obtenidos se importan al programa de cálculo estructural para obtener las deformaciones. El caso de dos vías es el implementado en *Parachutes*, donde en cada paso de tiempo se realiza el análisis CFD y, posteriormente, el cálculo estructural. Así, el CFD se simula en cada paso con la geometría de la estructura deformada obtenida en el paso anterior. Este proceso, que se realiza iterativamente hasta obtener la convergencia deseada, es muy conveniente para las estructuras que sufren grandes deformaciones como los hangares hinchables.

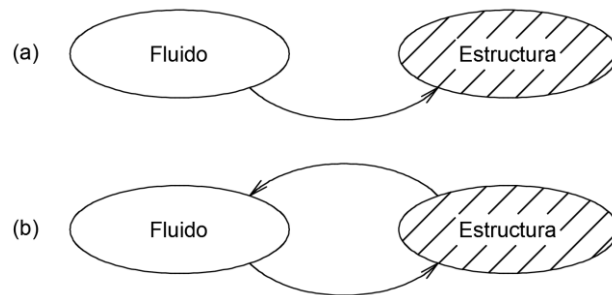


Figura 2.2. Tipos de interacción fluido-estructura: una vía (a) o dos vías (b)

Existen dos estrategias de acoplamiento principales para la simulación de los problemas de interacción fluido-estructura: monolítica y particionada.

- Enfoque monolítico: las ecuaciones del fluido, estructura e interfase son solucionadas simultáneamente en cada paso de tiempo. La principal ventaja de este método es la robustez. En cambio, las matrices del sistema quedan condicionadas por la distinta naturaleza de las variables que caracterizan el fluido y la estructura.
- Enfoque particionado: el problema se descompone en dos subproblemas correspondientes a los dominios del fluido y el sólido. Cada uno se resuelve independientemente y los datos se intercambian a través de la interfase. Así se puede escoger el método más adecuado para resolver cada subproblema. A pesar de que este enfoque es muy eficiente para varios problemas, pueden aparecer problemas de estabilidad y robustez en otros donde cuesta alcanzar la convergencia.

El programa de simulación *Parachutes* emplea este enfoque particionado, explicado de forma más detallada en el apartado que sigue.

2.2. Programa *Parachutes*

El programa de cálculo *Parachutes* resuelve el problema fluido-estructura de manera acoplada particionada con dos vías. La aerodinámica se resuelve mediante teoría de flujo potencial con un método de paneles de bajo orden y la parte estructural con el método de elementos finitos (FEM).

2.2.1. Modelo estructural

Para la resolución del modelo estructural se escoge un método de cálculo explícito con elementos finitos. A pesar de que la estabilidad de los métodos explícitos está condicionada por las propiedades de los materiales y la geometría del modelo, el coste computacional para cada paso de tiempo es bajo. Además, estos métodos son muy poco sensibles frente a comportamientos no lineales y desplazamientos importantes y la cantidad de pasos no varía mucho a medida que la complejidad del problema aumenta.

En los elementos de la malla se usa formulación para pequeñas deformaciones ya que solo se precisa de deformaciones a tracción para calcular el estado de tensiones. Las deformaciones a tracción son siempre pequeñas, e incluso cuando las de compresión son grandes (modelo arrugado donde los cables y membranas no tienen rigidez a compresión), no hay tensiones asociadas y, por tanto, tampoco energía de deformación.

El punto de partida para la resolución del problema estructural es el principio de los trabajos virtuales. Éste expone que una estructura está en equilibrio bajo la acción de un conjunto de cargas exteriores si, tras imponer unos desplazamientos virtuales compatibles con las condiciones de contorno, el trabajo realizado por las cargas exteriores sobre los desplazamientos virtuales es igual al trabajo realizado por las tensiones del sólido sobre las deformaciones inducidas por los desplazamientos virtuales.

$$\sum_{i,j} \int_{\Omega} \sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} d\Omega = \sum_i \int_{\Omega} b_i \delta u_i d\Omega + \sum_i \int_{\Gamma_N} \bar{t}_i \delta u_i d\Gamma \quad (2.18)$$

En la ecuación anterior, \bar{t}_i es la tensión superficial en el contorno Γ_N , σ_{ij} es el tensor de tensiones y $\delta\epsilon_{ij}$ es la deformación virtual debida a al campo de desplazamientos virtuales δu_i . En problemas dinámicos, las fuerzas másicas (b_i) incluyen las fuerzas inerciales.

$$b_i|_{inertial} = -\rho \frac{\delta^2 u_i}{\delta t^2} \quad (2.19)$$

2.2.1.1. Discretización espacial del problema

La discretización espacial de la Ec. (2.18) se obtiene mediante una aproximación por elementos finitos, interpolando los desplazamientos en los nodos según:

$$\tilde{u}_i(\mathbf{x}) = N^k(\mathbf{x}) \tilde{u}_i^k \quad (2.20)$$

donde \tilde{u}_i^k es el desplazamiento aproximado correspondiente al k-ésimo nodo de un elemento y N^k su función de forma. Introduciendo la Ec. (2.20) en la Ec. (2.18), y teniendo en cuenta que los desplazamientos nodales virtuales son arbitrarios, se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones discretizado.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} = \mathbf{b} + \mathbf{t} - \mathbf{I} \quad (2.21)$$

donde \mathbf{M} es la matriz de masa, \mathbf{b} y \mathbf{t} representan los vectores de fuerzas externas generalizadas e \mathbf{I} es el vector de fuerzas internas.

Introduciendo las condiciones iniciales adecuadas ($\mathbf{u}|_{t=0} = \mathbf{u}_0$ y $\dot{\mathbf{u}}|_{t=0} = \dot{\mathbf{u}}_0$) se puede calcular el campo de desplazamientos en cada instante de tiempo. Para acelerar los cálculos, sin suponer una gran pérdida de precisión, la matriz de masa \mathbf{M} se sustituye por la correspondiente matriz diagonal \mathbf{M}^d .

2.2.1.2. Integración temporal

Para la resolución del sistema de ecuaciones (2.20), se elige un esquema explícito de diferencias centradas de segundo orden, debido a su gran eficiencia y precisión aceptable. Suponiendo dos intervalos de tiempo $t^{(i)}$ y $t^{(i+1)}$, el cambio de velocidad en el punto puede definirse como:

$$\frac{d\mathbf{u}^{(i+1/2)}}{dt} - \frac{d\mathbf{u}^{(i-1/2)}}{dt} = \frac{\Delta t^{(i+1)} + \Delta t^{(i)}}{2} \cdot \frac{d^2\mathbf{u}^{(i)}}{dt^2} \quad (2.22)$$

donde $\Delta t^{(i)} = t^{(i)} - t^{(i-1)}$. Con las velocidades en los puntos medios definidas, los desplazamientos se pueden actualizar de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}^{(i+1)} &= \mathbf{u}^{(i)} + \Delta t^{(i+1)} \cdot \frac{d\mathbf{u}^{(i+1/2)}}{dt} = \\ &= \mathbf{u}^{(i)} + \Delta t^{(i+1)} \cdot \left(\frac{d\mathbf{u}^{(i-1/2)}}{dt} + \frac{\Delta t^{(i+1)} + \Delta t^{(i)}}{2} \cdot \frac{d^2\mathbf{u}^{(i)}}{dt^2} \right) \end{aligned} \quad (2.23)$$

A pesar de que el coste computacional de este método es muy bajo, el sistema es condicionalmente estable, y el incremento de tiempo debe limitarse para prevenir la divergencia de la solución según:

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{max}} \quad (2.24)$$

siendo ω_{max} la frecuencia angular del mayor modo propio del sistema. Otra manera de limitar el paso de tiempo es con el tiempo mínimo de tránsito de las ondas elásticas a través de los elementos de la malla.

$$\Delta t \leq \min\left(\frac{L_e}{c_d}\right) \quad (2.25)$$

donde L_e es la dimensión característica del elemento y c_d la velocidad de las ondas dilatacionales.

2.2.1.3. Amortiguamiento

El esquema de segundo orden adoptado en la integración numérica tiene un amortiguamiento muy bajo, por lo que las oscilaciones que aparecen en el sistema persisten durante largo períodos de tiempo retrasando la convergencia (particularmente en acoplamientos de tipo particionados). Por este motivo, *Parachutes* incluye dos formas de amortiguamiento adicional para controlar la solución: amortiguamiento de Rayleigh y viscosidad dilatacional.

Para el amortiguamiento de Rayleigh se construye una matriz de amortiguamiento a partir de las matrices de masa y rigidez multiplicadas por los parámetros de Rayleigh α y β , respectivamente.

$$\mathbf{C} = \alpha \mathbf{M} + \beta \mathbf{K} \quad (2.26)$$

Introduciendo la matriz de amortiguamiento en el sistema queda:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} = \mathbf{b} + \mathbf{t} - \mathbf{I} - \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} \quad (2.27)$$

El término $\alpha\mathbf{M}$ crea una fuerza de amortiguamiento proporcional a la masa de los nodos y a su velocidad absoluta. Esto es equivalente a tener los nodos de la estructura moviéndose en un fluido viscoso. El ratio de amortiguamiento introducido por este término en un modo de frecuencia es:

$$\xi = \frac{\alpha}{2\omega} \quad (2.28)$$

El parámetro α afecta principalmente a los componentes de la solución con frecuencia baja. Para acelerar la convergencia de la solución, el parámetro ξ del menor modo del sistema debe ser ligeramente menor a uno. Así, el parámetro α resulta:

$$\alpha < 2 \cdot \omega_{min} = 4 \cdot \pi \cdot f_{min} \quad (2.29)$$

Por otra parte, el término $\beta\mathbf{K}$ introduce un amortiguamiento proporcional a la rigidez del material. Esto se implementa añadiendo unas tensiones extra $\boldsymbol{\sigma}_d$ a la ecuación constitutiva.

$$\boldsymbol{\sigma}_d = \beta \mathbf{D}^{el} : \dot{\boldsymbol{\epsilon}} \quad (2.30)$$

donde \mathbf{D}^{el} es el tensor de rigidez tangente del material. El ratio de amortiguamiento para un modo de frecuencia dado es:

$$\xi = \frac{\beta\omega}{2} \quad (2.31)$$

Los modos de órdenes altos son los afectados en este caso. El límite de estabilidad temporal de los elementos dado por la Ec. (2.24) se reduce al incluir amortiguamiento.

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{max}} \left(\sqrt{1 + \xi_{max}^2} - \xi_{max} \right) \quad (2.32)$$

Reducir demasiado el incremento de tiempo podría incrementar significativamente el coste computacional, por lo que se fija un $\xi_{max} = 2,5\%$, obteniendo un valor apropiado de β :

$$\beta = \frac{0,05}{\omega_{max}} \quad (2.33)$$

La viscosidad dilatacional previene oscilaciones de alta frecuencia causadas por la excitación de los modos dilatacionales, asociados a los mayores valores propios del sistema. Para ello, se introduce en las ecuaciones constitutivas una tensión hidrostática proporcional a las deformaciones volumétricas.

$$\sigma_h = b\rho c_d L_e \dot{\epsilon}_{vol} \quad (2.34)$$

donde el parámetro b controla el amortiguamiento aplicado al modo dilatacional, siendo un valor razonable 0,1.

Las fuerzas viscosas introducidas en la Ec. (2.27) son proporcionales a las velocidades absolutas de los nodos, por lo que pueden afectar al comportamiento de estructuras sometidas a desplazamientos de sólido rígido importantes. Para minimizar este efecto, sobretodo en el término $\alpha \mathbf{M}$, *Parachutes* puede calcular la fuerza disipativa usando velocidades relativas al centro de masa del sistema. Así, solo se amortiguan los desplazamientos relativos al movimiento medio de la estructura, haciendo que las fuerzas disipativas tiendan a cero cuando se alcance el estado estacionario. El uso de amortiguamiento relativo permite incrementar el valor de los parámetros de amortiguamiento sin afectar significativamente al comportamiento global del sistema.

2.2.1.4. Formulación de elementos finitos

Los elementos empleados en *Parachutes* son cables de dos nodos, membranas de tres nodos y tetraedros de cuatro nodos. Como se mencionó anteriormente, para el cálculo los esfuerzos en los elementos se emplea formulación de pequeñas deformaciones ya que solo se espera que aparezcan pequeñas deformaciones en tracción.

a) Elemento de dos nodos (cable)

Se considera definido entre los nodos i y j , con una sección A y sujeto a una carga distribuida por unidad de longitud f_d .

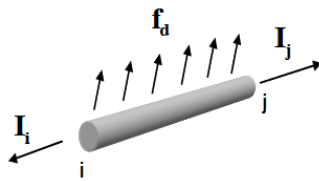


Figura 2.3. Elemento lineal (cable) sujeto a cargas internas y externas ^[11]

Como se espera que los desplazamientos sean grandes, la posición de los nodos se puede escribir tanto en la configuración no deformada como en la deformada (actualizada). En lo que sigue las letras mayúsculas denotarán las coordenadas originales mientras que las minúsculas se referirán a la configuración actualizada. Por ejemplo, la longitud original del cable es $L_0 = \|\mathbf{X}_j - \mathbf{X}_i\|$ mientras que la longitud en cualquier instante de tiempo es $L(t) = \|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i\|$. De la variación de longitud del elemento se puede obtener la deformación y la tensión. Asumiendo comportamiento elástico lineal:

$$\varepsilon = \frac{L - L_0}{L_0} \quad ; \quad \sigma = \max(0, E\varepsilon) \quad (2.35)$$

Como el cable se pliega bajo cargas de compresión, se fija un límite inferior igual a cero para las tensiones y la correspondiente fuerza interna nodal es $I_i = \sigma A$. No se distingue entre el área original y la deformada ya que cuando el elemento está sometido a tensiones las deformaciones son siempre pequeñas. La fuerza externa nodal generalizada debida a una fuerza distribuida constante a lo largo del elemento se calcula de la siguiente manera:

$$\mathbf{b}_i = \int_0^L N_i \mathbf{f}_d dL = \frac{L}{2} \mathbf{f}_d \quad (2.36)$$

b) Elemento de tres nodos (membrana)

Se define el elemento triangular con tres vértices \mathbf{x}^1 , \mathbf{x}^2 y \mathbf{x}^3 (Figura 2.4). Debido a los grandes desplazamientos que se esperan en la estructura, el estado de deformaciones del elemento es más fácil de evaluar en un sistema de coordenadas local corrotacional que en el global.

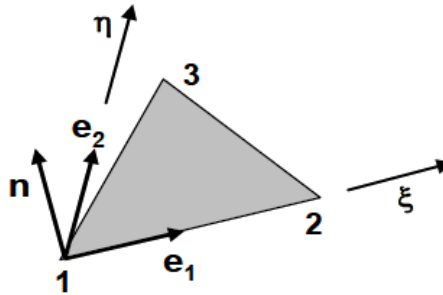


Figura 2.4. Elemento triangular en coordenadas locales ^[11]

Los tres vectores unitarios de este nuevo sistema local son:

$$\mathbf{e}_1 = \frac{\mathbf{x}^2 - \mathbf{x}^1}{\|\mathbf{x}^2 - \mathbf{x}^1\|} \quad ; \quad \mathbf{n} = \frac{\mathbf{e}_1 \times (\mathbf{x}^3 - \mathbf{x}^1)}{\|\mathbf{e}_1 \times (\mathbf{x}^3 - \mathbf{x}^1)\|} \quad ; \quad \mathbf{e}_2 = \mathbf{n} \times \mathbf{e}_1 \quad (2.37)$$

A partir de estos vectores se puede identificar cualquier punto del triángulo en sus coordenadas locales.

$$(\xi, \eta) = \left((\mathbf{x} - \mathbf{x}^1) \cdot \mathbf{e}_1, (\mathbf{x} - \mathbf{x}^1) \cdot \mathbf{e}_2 \right) \quad (2.38)$$

Como un triángulo lineal siempre permanece plano, el problema se reduce a analizar el estado de tensiones en el plano ξ - η (Figura 2.5).

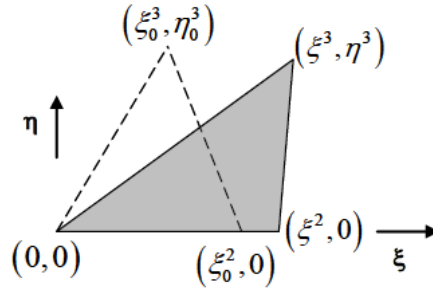


Figura 2.5. Coordenadas nodales del triángulo en el sistema de referencia local ^[11]

Las componentes del tensor de deformaciones pueden determinarse con los gradientes de las funciones de forma del elemento como sigue:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_\xi \\ \varepsilon_\eta \\ \gamma_{\xi\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial N^1}{\partial \xi} & 0 & \frac{\partial N^2}{\partial \xi} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N^1}{\partial \eta} & 0 & \frac{\partial N^2}{\partial \eta} & 0 & \frac{\partial N^3}{\partial \eta} \\ \frac{\partial N^1}{\partial \eta} & \frac{\partial N^1}{\partial \xi} & \frac{\partial N^2}{\partial \eta} & \frac{\partial N^2}{\partial \xi} & \frac{\partial N^3}{\partial \eta} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_\xi^1 \\ u_\eta^1 \\ u_\xi^2 \\ u_\eta^2 \\ u_\xi^3 \\ u_\eta^3 \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

Para el elemento triangular se pueden obtener expresiones cerradas de las funciones de forma, pero resulta más cómodo trabajar en coordenadas naturales (Figura 2.6) con la forma canónica del elemento ya que las funciones son muy simples y después hacer una transformación isoparamétrica para obtener los gradientes de la función de forma.

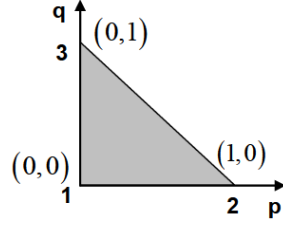


Figura 2.6. Coordenadas naturales del triángulo en forma canónica ^[11]

Las correspondientes funciones de forma son:

$$N^1 = 1 - p - q \quad ; \quad N^2 = p \quad ; \quad N^3 = q \quad (2.40)$$

La transformación isoparamétrica del plano p - q al ξ - η es:

$$(\xi, \eta) = \sum_{j=2}^3 (\xi^j, \eta^j) N^j \quad (2.41)$$

Donde en el sumatorio no se incluye el primer nodo porque está situado en el origen. La relación entre los gradientes de las funciones de forma viene dada por el Jacobiano de la transformación isoparamétrica. Éste es constante en todo el elemento y se puede obtener de las Ecs. (2.40) y (2.41).

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N^i}{\partial p} \\ \frac{\partial N^i}{\partial q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial p} & \frac{\partial \eta}{\partial p} \\ \frac{\partial \xi}{\partial q} & \frac{\partial \eta}{\partial q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial N^i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N^i}{\partial \eta} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} \frac{\partial N^i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N^i}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

$$J = \begin{bmatrix} \xi^2 & 0 \\ \xi^3 & \eta^3 \end{bmatrix} \quad (2.43)$$

Invirtiendo el sistema de la Ec. (2.42) se obtienen los gradientes de las funciones de forma.

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N^i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N^i}{\partial \eta} \end{bmatrix} = J^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial N^i}{\partial p} \\ \frac{\partial N^i}{\partial q} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

Resolviendo el sistema de la Ec. (2.39) se obtienen las deformaciones y las tensiones se pueden calcular asumiendo estado de tensión plana (superficies delgadas) y comportamiento elástico lineal isótropo.

$$\begin{bmatrix} \sigma_\xi \\ \sigma_\eta \\ \tau_{\xi\eta} \end{bmatrix} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} \varepsilon_\xi + \nu\varepsilon_\eta \\ \varepsilon_\eta + \nu\varepsilon_\xi \\ \frac{1-\nu}{2}\gamma_{\xi\eta} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Como la membrana se arruga bajo cargas de compresión, las tensiones en la anterior ecuación se deben corregir. Se denomina estado de tensiones de prueba σ^t a la Ec. (2.45) para formular los tres estados posibles (Figura 2.7).

- Tenso (A): la tensión principal mínima de prueba es positiva. No se precisan correcciones.
- Arrugado (B): la membrana no está tensa pero la deformación principal máxima es positiva. El estado de prueba se reemplaza por un estado de tensiones uniaxial.
- Suelto (C): la deformación principal máxima es negativa. Las tensiones corregidas son iguales a cero.

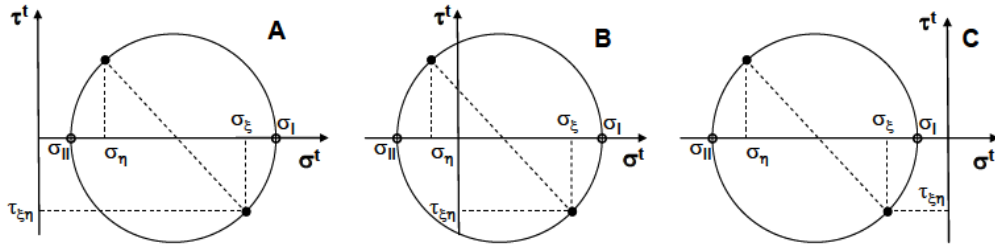


Figura 2.7. Estados de tensiones posibles en el elemento triangular ^[11]

La corrección de tensiones en el caso arrugado se muestra en la Figura 2.8.

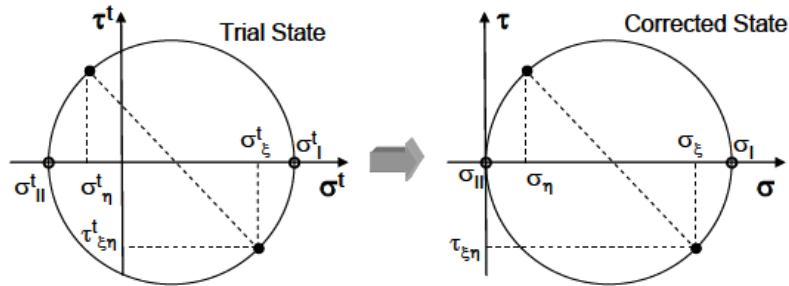


Figura 2.8. Corrección de tensiones con la membrana arrugada ^[11]

Primero, se obtienen las deformaciones de la siguiente manera:

$$\varepsilon_m = \frac{\varepsilon_\xi + \varepsilon_\eta}{2} \quad ; \quad \frac{\gamma_{max}}{2} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_\xi - \varepsilon_\eta}{2}\right)^2 + \frac{\gamma_{\xi\eta}^2}{4}} \quad ; \quad \varepsilon_I = \varepsilon_m + \frac{\gamma_{max}}{2} \quad (2.46)$$

Usando estos valores se obtiene el estado de tensiones corregido en las direcciones principales de deformación (Ec. (2.47)) y posteriormente rotado de vuelta al plano ξ - η (Ec. (2.48)).

$$\sigma_I = E\varepsilon_I \quad ; \quad \sigma_{II} = 0 \quad ; \quad \sigma_m = \frac{\sigma_I}{2} \quad (2.47)$$

$$\sigma_\xi = \sigma_m \left(1 + \frac{\varepsilon_\xi - \varepsilon_\eta}{\gamma_{max}} \right) \quad ; \quad \sigma_\eta = \sigma_m \left(1 - \frac{\varepsilon_\xi - \varepsilon_\eta}{\gamma_{max}} \right) \quad ; \quad \tau_{\xi\eta} = \sigma_m \frac{\gamma_{\xi\eta}}{\gamma_{max}} \quad (2.48)$$

A las tensiones elásticas se les añaden los términos viscosos para incluir las tensiones de amortiguamiento, dadas por:

$$\begin{bmatrix} \sigma_\xi \\ \sigma_\eta \\ \tau_{\xi\eta} \end{bmatrix}_{damp} = \frac{\beta E}{1 - \nu^2} \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_\xi + \nu \dot{\varepsilon}_\eta \\ \dot{\varepsilon}_\eta + \nu \dot{\varepsilon}_\xi \\ \frac{1 - \nu}{2} \dot{\gamma}_{\xi\eta} \end{bmatrix} + b\rho c_d L (\dot{\varepsilon}_\xi + \dot{\varepsilon}_\eta) \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

La suma de las tensiones elásticas y las viscosas se emplea para calcular las fuerzas en los nodos. La cuadratura de Gauss es adecuada debido a que el campo de deformaciones y tensiones es constante en cualquier punto del elemento triangular.

$$\int \boldsymbol{\sigma} : \delta \boldsymbol{\varepsilon} d\Omega = t A_0 (\sigma_\xi \delta \varepsilon_\xi + \sigma_\eta \delta \varepsilon_\eta + \tau_{\xi\eta} \delta \gamma_{\xi\eta}) \quad (2.50)$$

Donde t es el espesor del elemento y A_0 su área no deformada.

Las cargas externas se definen en el vector de esfuerzos generalizados. Por ejemplo, en un elemento sujeto a una presión uniforme este vector es:

$$\begin{bmatrix} I_n^1 \\ I_n^2 \\ I_n^3 \end{bmatrix} = -\frac{p A_p}{3} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

Donde A_p es el área proyectada real del elemento. Finalmente, una vez conocidas todas las componentes de las fuerzas internas en el sistema de referencia local, el vector de fuerzas global puede ensamblarse. La transformación al sistema de referencia global es:

$$\boldsymbol{I}_{glob}^i = I_\xi^i \boldsymbol{e}_1 + I_\eta^i \boldsymbol{e}_2 + I_n^i \boldsymbol{n} \quad (2.52)$$

c) Elemento de cuatro nodos (sólido)

En *Parachutes* se emplean tetraedros lineales para modelar las cargas colgadas de los paracaídas. Análogamente al caso de los elementos triangulares, se adopta una formulación corrotacional. En el caso de los hangares hinchables no son necesarios elementos de volumen en el modelo, por lo que no se detallará la formulación de los tetraedros en este trabajo. Ésta se puede consultar en el documento de teoría de *Parachutes* ^[11].

2.2.2. Modelo aerodinámico

Para la resolución de la aerodinámica se escoge un modelo de flujo potencial debido a su bajo coste computacional. Como se mencionó anteriormente, el programa *Parachutes* fue diseñado para paracaídas tipo ala, en los cuales el flujo puede considerarse mayoritariamente adherido y el modelo potencial resulta adecuado. Desde el punto de vista de su aplicación en hangares hinchables, la hipótesis de flujo adherido no puede aplicarse y resulta necesario corregir el campo de presiones potencial. Para ello se estudiará en este trabajo la aplicación del criterio de separación de Stratford ^[13], que es ampliamente utilizado en diseño aerodinámico para la predicción de puntos de separación de la corriente.

La ecuación que modela un flujo potencial es la ecuación de Laplace, que se obtiene a partir de las ecuaciones de Navier-Stokes. Suponemos para ello que el objeto de estudio se encuentra inmerso en un flujo con velocidad de corriente libre V_∞ , que es incompresible (Mach bajo), no viscoso (Re alto) y con fuerzas másicas despreciables (F_r alto). Para esta situación, es posible demostrar con la ecuación de cantidad de movimiento (Ec.(2.10)) que la derivada total de la vorticidad de una partícula de fluido debe ser nula ($D\mathbf{w}/Dt = 0$) ^[7]. Dado que suficientemente alejado del objeto el campo de velocidades es constante (V_∞), la vorticidad debe ser, por definición, nula ($\mathbf{w} = \nabla \mathbf{x} V_\infty = 0$), y por lo tanto esta condición debe mantenerse. Esta ecuación se puede satisfacer suponiendo que el campo de velocidades se puede calcular mediante el gradiente de una función escalar $\phi(x, y, z)$, denominanda potencial de velocidades ($\mathbf{V} = \nabla \phi$). Reemplazando esta velocidad (que satisface la ecuación de cantidad de movimiento) en la ecuación de conservación de masa (Ec. (2.3)) se obtiene:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2.53)$$

Esta ecuación es la que gobierna el flujo potencial, que debe resolverse con condiciones de contorno adecuadas. En este trabajo, el problema potencial se soluciona con un método de paneles de bajo orden.

El modelo aerodinámico consiste en un cuerpo (hangar) con contorno S_B inmerso en un fluido potencial de dominio Ω con contorno S_∞ (se puede incluir un plano de simetría S_G representando el suelo). El contorno S_W representa las caras inferior y superior de una estela fina que se extiende a sotavento del cuerpo. Los contornos S_B y S_W dividen el dominio del problema en una región interna y otra externa que tienen potenciales Φ_i y Φ , respectivamente (Figura 2.9).

Para simplificar el problema dinámico se definen en *Parachutes* un sistema de referencia fijo al cuerpo (x,y,z) y uno global (X,Y,Z) . El primero sigue el movimiento del cuerpo durante la simulación, siendo ambos sistemas coincidentes en el instante inicial. Obsérvese que para el tipo de aplicaciones tratadas en este trabajo el hangar se encuentra fijado al suelo y, por lo tanto, no hay desplazamiento relativo entre ambos sistemas.

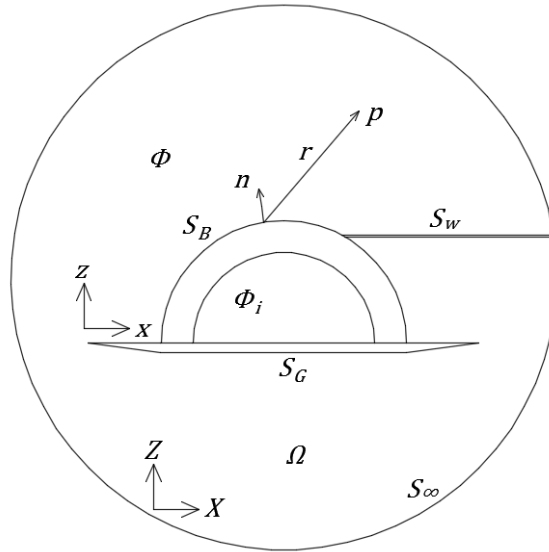


Figura 2.9. Configuración del problema aerodinámico

Una solución general para el potencial de velocidad Φ en cualquier punto p puede obtenerse aplicando el teorema de Green ^[7].

$$\Phi_p = \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \hat{n} dS - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \left(\frac{\sigma}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_W} \mu_w \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \hat{n} dS + \phi_\infty(p) \quad (2.54)$$

donde r es la distancia entre el punto p y un diferencial de superficie dS cuyo vector normal \hat{n} apunta hacia el exterior de Ω , ϕ_∞ es un potencial constante debido a S_∞ y no se consideran saltos en la componente normal de la velocidad a través de la estela. Los términos $-\mu = \Phi - \Phi_i$ y $-\sigma = \nabla(\Phi - \Phi_i) \cdot \hat{n}$ son funciones

que representan intensidades de doblete y de fuente por unidad de área y que tienen en cuenta saltos en el potencial y en la componente normal de la velocidad en los contornos, respectivamente.

Es importante remarcar que, mediante la solución de Green del problema potencial, sólo es necesario resolver las intensidades de fuente y doblete sobre la superficie del objeto de estudio, lo cual se realiza aplicando condiciones de contorno adecuadas. Esto simplifica notablemente el problema, porque ya no es necesario discretizar ni resolver el campo de fluido que rodea a dicho objeto.

Para resolver la Ec. (2.54) se aplica la siguiente condición de Dirichlet en el interior del objeto: $\Phi_i = cte = \phi_\infty$. El potencial de velocidad se puede dividir en un potencial de flujo libre ϕ_∞ y un potencial de perturbación debido al cuerpo (ϕ) que viene dado por $\phi = \Phi - \phi_\infty$. Con ello, para un punto \mathbf{p} dentro del cuerpo la Ec. (2.54) resulta:

$$0 = \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \hat{\mathbf{n}} dS - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \left(\frac{\sigma}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_W} \mu_W \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \hat{\mathbf{n}} dS \quad (2.55)$$

donde $-\mu = \phi = \Phi - \phi_\infty$ y $-\sigma = \nabla(\Phi - \phi_\infty)$. Esta ecuación se resuelve mediante las siguientes hipótesis. Se considera que la velocidad normal en los contornos del cuerpo es cero (deslizamiento) o un valor conocido (velocidad de transpiración, por ejemplo cuando la superficie es porosa). Así, la intensidad de la fuente σ puede determinarse a través de las condiciones de contorno de Neumann:

$$\sigma = -\mathbf{V}_T - \mathbf{v} \cdot \hat{\mathbf{n}} = -\mathbf{V}_T - (\mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} + \mathbf{v}_{rel}) \cdot \hat{\mathbf{n}} \quad (2.56)$$

donde \mathbf{v} es la velocidad cinemática instantánea, que depende de la velocidad del sistema fijo al cuerpo \mathbf{V}_0 , la velocidad angular $\boldsymbol{\omega}$ del objeto y las velocidades relativas \mathbf{v}_{rel} causadas por las deformaciones en su superficie (\mathbf{V}_0 puede incluir también una velocidad de viento \mathbf{V}_W definida en el sistema fijo). \mathbf{V}_T es una velocidad normal específica relativa al contorno, que es nula si la superficie del objeto es sólida.

También a través de las condiciones de Neumann se puede obtener una ecuación para superficies delgadas (por ejemplo, un tejido que no encierra un volumen interior) en un punto dado \mathbf{p} , reemplazando la velocidad de perturbación en la condición de deslizamiento ($(\nabla\Phi - \mathbf{v}) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0$).

$$0 = \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \mu \hat{\mathbf{n}}_p \cdot \nabla \left(\hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right) dS + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_W} \mu_W \hat{\mathbf{n}}_p \cdot \nabla \left(\hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right) dS - \hat{\mathbf{n}}_p \cdot \mathbf{v} \quad (2.57)$$

En la ecuación anterior la intensidad de fuente σ es cero porque la componente normal de la velocidad se asume constante a través de los contornos delgados. En cambio, si en el modelo hay superficies delgadas y gruesas, se debe tener en cuenta la contribución de la componente normal de la velocidad debida a la distribución de la fuente en las superficies gruesas.

Para resolver la Ec. (2.57) con configuraciones arbitrarias, ésta se debe discretizar transformando las integrales sobre las superficies en integrales sobre paneles planos triangulares o cuadriláteros distribuidos en el cuerpo y la estela. En este trabajo, el problema se soluciona con un método de paneles de bajo orden, por su alta precisión, equiparable a otros métodos de mayor orden (lineales o cuadráticos), y también por su robustez, menor complejidad y coste computacional. Además, los métodos de bajo orden no requieren coincidencia exacta entre los paneles, lo que simplifica considerablemente la discretización. El sistema de ecuaciones resultante se resuelve algebraicamente en *Parachutes* mediante métodos iterativos y directos. Nótese que el problema potencial depende del tiempo debido a que la velocidad cinemática y la configuración cambian con el movimiento del cuerpo y las deformaciones del mismo.

2.2.2.1. Solución numérica del problema de flujo potencial

El contorno del cuerpo S_B se discretiza en N_B paneles planos triangulares o cuadriláteros formando una malla. La superficie de la estela S_W también se discretiza en N_W paneles cuadriláteros. Cada panel se identifica por sus vértices, un punto particular llamado punto de control y un sistema local de coordenadas. El punto de control está localizado en el centro de masa del panel, en la superficie o ligeramente dentro del cuerpo. El sistema de coordenadas del panel, cuyo origen es el punto de control, está definido por el vector normal unitario $\hat{\mathbf{n}}$ y los vectores tangentes $\hat{\mathbf{l}}$ y $\hat{\mathbf{m}}$. Como las intensidades de fuente y doblete son constantes en cada panel (método de bajo orden), estos términos se pueden sacar de las integrales, pudiéndose resolver estas últimas de forma directa.

Las ecuaciones discretas se satisfacen en cada punto de control $J = 1, N_B$ del cuerpo considerando la contribución de todos los paneles $K = 1, N_B + N_W$. En los contornos gruesos la condición discreta interna de Dirichlet (Ec. (2.55)) para cada punto de control $J = 1, N_B^{thick}$ se escribe:

$$\sum_{K=1}^{N_B} \mu_K C_{JK} + \sum_{L=1}^{N_W} \mu_L C_{JL} = \sum_{K=1}^{N_B} \sigma_K B_{JK} \quad (2.58)$$

Donde C_{JK} y B_{JK} son, respectivamente, los potenciales de perturbación en un punto de control J causados por las distribuciones constantes del doblete y de la fuente de un panel K , también llamados coeficientes de influencia. De manera análoga a la discretización de la Ec. (2.55) para los paneles gruesos, se hace lo propio con la Ec. (2.57) para los paneles delgados en cada punto de control $J = 1, N_B^{thin}$.

$$\sum_{K=1}^{N_B} \mu_K E_{JK} + \sum_{L=1}^{N_W} \mu_L E_{JL} = \sum_{K=1}^{N_B} \sigma_K D_{JK} + \hat{\mathbf{n}}_J \cdot \mathbf{v} + V_{N_J} \quad (2.59)$$

donde \mathbf{v} es la velocidad cinemática instantánea definida en la Ec. (2.56), V_{N_J} es la velocidad normal relativa al contorno y $\hat{\mathbf{n}}_J$ es el vector normal unitario en el punto de control J . Las componentes normales E_{JK} y D_{JK} de la velocidad de perturbación se obtienen multiplicando $\hat{\mathbf{n}}_J$ por los correspondientes coeficientes de influencia $V_{\mu_{JK}}$ y $V_{\sigma_{JK}}$ del vector de velocidad.

El cálculo de los coeficientes de influencia, tanto los relativos a los paneles gruesos (C_{JK} y B_{JK}) como los relativos a los paneles delgados ($V_{\mu_{JK}}$ y $V_{\sigma_{JK}}$), está detallado en el documento teórico de *Parachutes* ^[11]. Nótese que el sistema de ecuaciones resultante de las Ecs. (2.58) y (2.59) es lineal, cuya matriz de coeficientes es llena. En *Parachutes* se resuelve mediante métodos iterativos o directos.

Finalmente, cabe mencionar que la estela que se desprende del objeto se debe fijar en casos sustentadores para garantizar que la solución sea única (condición de Kutta). El modelado de la misma en *Parachutes* se describe en el documento de teoría del programa ^[11].

2.2.2.2. Cálculo de las cargas aerodinámicas

Las cargas aerodinámicas que actúan sobre el cuerpo se calculan con la ecuación de Bernoulli, que relaciona el campo de presiones con el campo de velocidades obtenido a través del potencial. De aquí, en un problema no estacionario, el coeficiente de presión en cualquier punto del dominio resulta:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 - \frac{2}{V_\infty^2} \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (2.60)$$

siendo V la velocidad total (cinemática y de perturbación) en el punto de control y V_∞ una velocidad de referencia (flujo libre). El término dinámico se puede aproximar como:

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} = -\frac{\partial \mu}{\partial t} = -\frac{(\mu_t - \mu_{t-\Delta t})}{\Delta t} \quad (2.61)$$

Las componentes tangenciales de la velocidad de perturbación se obtienen con el gradiente de μ en las coordenadas del panel y la componente normal es igual a la intensidad de la fuente del panel.

$$q_l = -\frac{\partial \mu}{\partial \hat{l}} \quad ; \quad q_m = -\frac{\partial \mu}{\partial \hat{m}} \quad ; \quad q_n = \sigma \quad (2.62)$$

La velocidad total en un panel dado se obtiene añadiendo la velocidad de perturbación a la velocidad cinemática local instantánea.

$$\mathbf{V} = q_l \hat{l} + q_m \hat{m} + q_n \hat{n} + (\mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} + \mathbf{v}_{rel}) \quad (2.63)$$

En *Parachutes* las derivadas de la Ec. (2.62) se evalúan en cada panel mediante aproximaciones lineales con elementos finitos. La intensidad de doblete en los vértices del panel se calcula con la media ponderada.

$$\mu^i = \frac{\sum_{J=1, ns_i} A_J \mu_J}{\sum_{J=1, ns_i} A_J} \quad (2.64)$$

donde A_J y μ_J son el área y la intensidad de doblete de un panel J , respectivamente, y el sumatorio se realiza en los ns_i paneles que rodean el vértice.

2.2.2.3. Control de la robustez de la solución numérica

La metodología que usa *Parachutes* para resolver el problema aerodinámico es muy eficiente, pero ciertas particularidades geométricas de objetos deformables pueden causar problemas de robustez. Por ejemplo, las grandes deformaciones y el arrugado de la tela pueden provocar demasiada distorsión en la malla y los paneles se pueden intersectar, dando lugar a problemas numéricos (generalmente los coeficientes de influencia toman valores muy elevados en estos casos). Para contrarrestar estos efectos adversos, se implementan en *Parachutes* controles automáticos que evitan el mal condicionamiento de la matriz de coeficientes globales. Estos están basados en criterios de proximidad de paneles y en el control de las magnitudes de sus coeficientes. También se adoptan diferentes métodos de solución del sistema de ecuaciones: un BiCG iterativo, que permite obtener una

solución rápida con un mínimo de memoria requerida; y dos directos más robustos basados en factorización LU y equilibrio de matrices. El código puede cambiar automáticamente de uno a otro método para sacar lo mejor de cada uno. Por ejemplo, los cálculos pueden acelerarse en problemas cuasi-estacionarios que se pueden resolver con el BiCG en pocas iteraciones o, en casos en que este último no alcance la convergencia, el programa puede cambiar al método directo para garantizar la exactitud de la solución numérica.

En relación a los problemas que puedan aparecer en el cálculo de las cargas aerodinámicas debido a la distorsión de las superficies, *Parachutes* incluye un método para suavizar y derivar las variables garantizando la contigüidad de los paneles y la solución numérica. Éste, basado en la geometría original no deformada y el criterio de curvatura de la superficie, detecta cuando hay grandes superficies arrugadas, paneles distorsionados y discontinuidades, evitando la generación de errores numéricos en el tratamiento de las mismas.

Todos estos controles han demostrado un incremento considerable de la robustez de los cálculos con un pequeño aumento del coste computacional, a pesar de que la memoria requerida pueda variar según las aproximaciones utilizadas (depende básicamente del método de solución del sistema de ecuaciones). Actualmente se siguen buscando otros controles que puedan corregir inestabilidades u otros problemas que puedan surgir.

2.2.2.4. Adecuación del modelo potencial para la determinación de las cargas aerodinámicas en hangares hinchables

Como se ha dicho anteriormente, *Parachutes* fue diseñado para paracaídas tipo ala volando en régimen nominal (a altos números de Reynolds y con ángulos de ataque pequeños). En estos casos, la capa límite es delgada y el flujo puede considerarse mayoritariamente adherido, con lo cual el modelo potencial resulta adecuado. Desde el punto de vista de la aplicación del modelo potencial en hangares hinchables, si bien el número de Reynolds también es elevado, las hipótesis de capa límite delgada y flujo adherido no pueden aplicarse de forma general y, por consiguiente, el campo de presiones real puede diferir del calculado con el modelo potencial. Dado que las cargas aerodinámicas en este tipo de problemas dependen básicamente de la contribución del campo de presiones (la fricción viscosa tiene un efecto muy pequeño a altos números de Reynolds), las cargas resultantes del modelo potencial pueden tener un error apreciable.

Si se comparan distribuciones de presión teóricas y experimentales para cuerpos romos (asimilables en gran medida a los hangares en cuestión), puede observarse

que para números de Reynolds mayores que el crítico (cuando la capa límite sobre el cuerpo transiciona a turbulento antes de separarse), la zona de presiones favorables calculada teóricamente difiere poco de la experimental (siempre que la capa límite no sea muy gruesa) hasta el pico de succión o punto de máxima velocidad. A partir de allí, también existe una semejanza considerable en una buena parte de la zona de presiones adversas, hasta que se produce la separación de la corriente. Es en este punto en donde las distribuciones de presión teórica y experimental difieren considerablemente. En el caso experimental, la presión permanece aproximadamente constante dando origen a una zona de succión, mientras en el caso teórico la corriente sigue recuperando presión dando origen a una zona de compresión considerable. Este comportamiento se ilustra en la Figura 2.10 para el caso de flujo alrededor de una esfera. Otro tipo de cuerpos romos presentan características de flujo similares, aunque también podrían observarse variaciones en el pico de succión en casos en que la perturbación del flujo es más elevada, por ejemplo, en geometrías tipo cilindros (ver ejemplos de aplicación en el apartado 3.2.1).

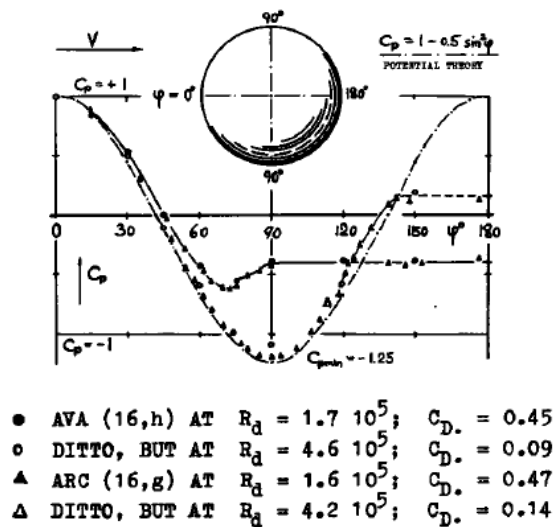


Figura 2.10. Coeficiente de presión alrededor de una esfera ($Re_{crit.} \approx 4e5$) ^[34]

En base a lo comentado arriba, dado que las mayores diferencias entre el campo de presiones potencial y el experimental ocurren aguas abajo del punto de separación de la corriente, en este trabajo se propone calcular la posición del mismo sobre el objeto y, a partir de allí, corregir el campo de presiones para adecuarlo a la realidad. Afortunadamente, para el tipo de geometrías a tratar, los puntos de separación de flujo son relativamente fáciles de predecir en función de la solución potencial y sus efectos están bastante bien estudiados en la literatura. A continuación, se describe el procedimiento empleado para la determinación de los puntos de separación de la corriente y corrección del campo de presiones potencial en geometrías arbitrarias.

2.2.2.5. Modelo de separación de flujo de Stratford

Existen en la literatura diferentes métodos desarrollados para predecir la separación de flujo en problemas aerodinámicos, ver por ejemplo ^[31]. Algunos de ellos son métodos integrales o diferenciales que requieren una solución de la capa límite que se desarrolla sobre el objeto. Los mismos tienen buena exactitud, pero su coste computacional es elevado. Hay también un conjunto de métodos que no precisa de una solución detallada de la capa límite y se basa en modelos paramétricos con una fuerte base experimental. Dentro de esta familia de métodos, uno de los más eficientes es el método de Stratford ^[13]. Éste es ampliamente utilizado en diseño aerodinámico para la predicción de puntos de separación de la corriente y es la opción adoptada en este trabajo.

El método de Stratford es un método semi-empírico que permite predecir separación de flujo turbulento en función de la distribución de presiones sobre la superficie del objeto (bidimensional) y las características del flujo. El método puede extenderse al caso tridimensional trabajando a lo largo de las líneas de corriente sobre la superficie del objeto. También se han propuesto aplicaciones para flujos axisimétricos ^[32]. La metodología empleada se describe a continuación.

Supongamos una línea de corriente que se desarrolla sobre la superficie del modelo de análisis, inmerso en un flujo incompresible. La línea de corriente comienza en un punto de remanso y se extiende aguas abajo en dirección x . De forma genérica, las principales características del flujo a lo largo de la misma se presentan en la Figura 2.11. Las dos curvas (a) representan la distribución del coeficiente de presión real \bar{C}_p (ver Ec. (2.66)) desde el punto de estancamiento en $x = 0$ hasta el punto de velocidad máxima (presión mínima) x_m , y después hasta el punto de separación x_s , donde x se mide sobre la superficie o línea de corriente. Si bien el método se desarrolló para flujo totalmente turbulento, es posible tener en cuenta regiones de flujo laminar. En este caso la capa límite se asume laminar hasta el punto de transición ($0 < x_t < x_m$) y turbulenta hasta el punto de separación ($x_m < x_t < x_s$). La zona de presión constante “equivalente” es aquella zona de longitud \bar{x}_m en la que una capa límite turbulenta desarrolla un espesor de cantidad de movimiento θ igual al que desarrollaría una capa límite laminar-turbulenta en la misma longitud \bar{x}_m (en esta sección los parámetros con una barra encima se refieren a las propiedades de la distribución equivalente).

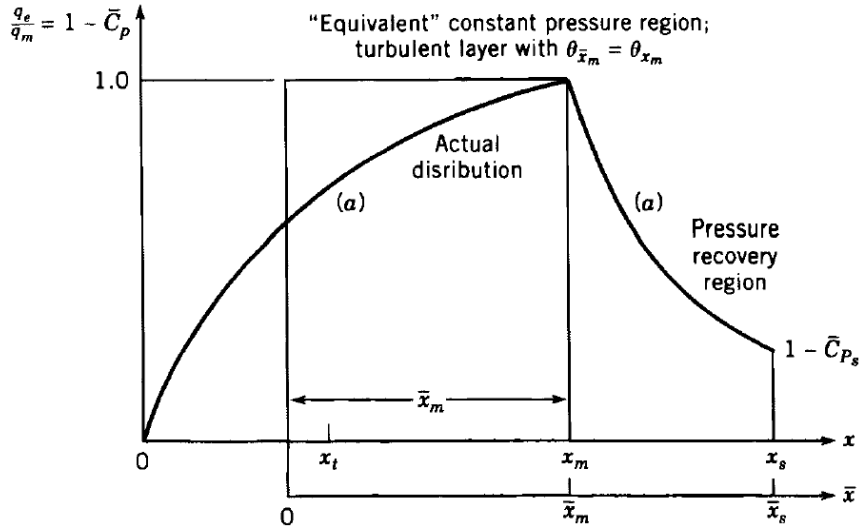


Figura 2.11. Distribución del coeficiente de presión real y equivalente ^[19]

En base a la distribución de presión equivalente, el criterio de Stratford para localizar el punto de separación x_s , es el siguiente.

$$(2\bar{C}_p)_s^{(n-2)/4} \left(\bar{x} \frac{d\bar{C}_p}{dx} \right)_s^{1/2} = N\beta(10^{-6}\overline{Re})^{1/10} \quad (2.65)$$

donde:

$$\bar{C}_p = \frac{p - p_m}{q_m} \quad ; \quad \overline{Re} = \frac{U_m \bar{x}_m}{\nu} \quad ; \quad N = 11,36 \frac{(n-2)^{(n-2)/4}}{(n+1)^{(n+1)/4}(n+2)^{1/2}} \quad (2.66)$$

El subíndice s designa los valores correspondientes al punto de separación y β es una función de la forma de la distribución de presión en la zona cercana a la separación. Debido a las simplificaciones y aproximaciones en la derivación, la validez del criterio está limitada a valores del $\bar{C}_p \leq (n-2)/(n+1)$. La variación de N y \bar{x}_s es pequeña en el rango $6 < n < 8$ (en el que se encuentran la mayoría de las aplicaciones). Con $n = 6$ resulta $N = 0,53$, y con $\beta = 0,66$, el criterio de Stratford toma la forma siguiente.

$$\bar{C}_p \left(\bar{x} \frac{d\bar{C}_p}{dx} \right)_s^{1/2} = S(10^{-6}\overline{Re})^{1/10} \quad (2.67)$$

donde:

$$S = \begin{cases} 0,35 & ; \quad d^2p/dx^2 \leq 0 \\ 0,39 & ; \quad d^2p/dx^2 > 0 \end{cases} \quad (2.68)$$

La representación de la distribución de \bar{C}_p en \bar{x} (Figura 2.11) se suele llamar forma canónica de la distribución de presiones. La igualdad de Stratford solo es válida en el punto de separación.

Las propiedades físicas que gobiernan la localización de la separación son \bar{x} , \bar{C}_p y $d\bar{C}_p/dx$. La primera determina el grosor de la capa límite; la segunda es una medida de la fuerza retardante total sobre el flujo; y la tercera es una medida de la fuerza retardante local sobre el flujo desde el inicio de aparición del gradiente de presión adverso. En la Ec. (2.67), como $\bar{C}_p = 0$ en \bar{x}_m , la pendiente de la curva $d\bar{C}_p/dx$ puede tomar valores elevados en el inicio del gradiente de presión adverso sin provocar la separación. En cambio, como después \bar{C}_p y \bar{x}_m aumentan, la pendiente se va reduciendo, como se puede observar en la Figura 2.11.

El criterio de separación de Stratford para flujo turbulento se puede comparar con el de flujo laminar ^[19]. Este segundo es:

$$\bar{C}_{p_s} \left(\bar{x} \frac{d\bar{C}_p}{dx} \right)_s^2 = 0,0104 \quad (2.69)$$

Se observa que el factor 0,0104 para flujo laminar es aproximadamente una treintava parte del factor S para flujo turbulento. Stratford concluyó con resultados experimentales que $\bar{C}_p = 0,4$ era un resultado típico en la separación de flujo turbulento, mientras que para flujo laminar resultaba $\bar{C}_p = 0,09$. Esto significa que la viscosidad turbulenta, que es unas setenta veces superior a la viscosidad molecular, es mucho más efectiva en retrasar la separación que la viscosidad laminar. Este comportamiento se traduce en una mayor recuperación de presión antes de ocurrir la separación (para una ala de avión, mayor coeficiente máximo de sustentación) si la capa es turbulenta en la zona de recuperación.

Para una capa límite turbulenta desde el punto de estancamiento, Stratford demostró a través de la ecuación de la energía que la distancia \bar{x}_m equivalente para una superficie con presión constante que da lugar a una capa límite turbulenta con un espesor de cantidad de movimiento igual al de x_m en la superficie real es:

$$\bar{x}_m = \int_0^{x_m} \left(\frac{U_e}{U_m} \right)^3 dx \quad (2.70)$$

En general, la capa límite es laminar hasta x_t , donde el espesor de cantidad de movimiento es θ_t . Como se supone que la transición ocurre inmediatamente en x_t , el espesor de cantidad de movimiento de la capa turbulenta que empieza en ese instante es también θ_t . Para encontrar este valor, se plantea la ecuación de flujo laminar en una placa plana (superficie equivalente a los paneles)^[19].

$$\theta_l = \int_0^{\bar{x}_l} \frac{c_f}{2} d\bar{x} = \int_0^{\bar{x}_l} \frac{0,664}{2\sqrt{U_e \bar{x}/v}} d\bar{x} = 0,664 \left[\frac{v}{U_e} \bar{x}_l \right]^{1/2} \quad (2.71)$$

Thwaites encontró una buena aproximación de la longitud equivalente para una placa plana con capa límite laminar \bar{x}_l respecto a la longitud real x_l .

$$\bar{x}_l = \int_0^{x_l} \left(\frac{U_e}{U_m} \right)^5 dx \quad (2.72)$$

Sustituyendo la Ec. (2.72) en (2.71) en el punto de transición se obtiene:

$$\theta_t = 0,664 \left[\frac{v}{U_t} \int_0^{x_t} \left(\frac{U_e}{U_t} \right)^5 dx \right]^{1/2} \quad (2.73)$$

Para una capa límite turbulenta que comienza en x_t , Prandtl derivó una fórmula aproximada del espesor de cantidad de movimiento a partir de una distribución de velocidad empírica del tipo $u/U_e = (y/\delta)^{1/n}$. Para $n = 7$ en x_t se obtiene:

$$\theta_t = 0,036 \bar{x}_t^{4/5} \left(\frac{U_t}{v} \right)^{-1/5} \quad (2.74)$$

Despejando \bar{x}_t de la Ec. (2.74) y sustituyendo θ_t por la Ec. (2.73):

$$\bar{x}_t = 63,8 \left(\frac{U_t}{v} \right)^{1/4} \theta_t^{5/4} = 38,2 \left(\frac{v}{U_t} \right)^{3/8} \left[\int_0^{x_t} \left(\frac{U_e}{U_t} \right)^5 dx \right]^{5/8} \quad (2.75)$$

Finalmente, integrando la Ec. (2.70) entre \bar{x}_t y \bar{x}_m :

$$\bar{x}_m = 38,2 \left(\frac{v}{U_t x_t} \right)^{3/8} \left[\int_0^1 \left(\frac{U_e}{U_t} \right)^5 d \left(\frac{x}{x_t} \right) \right]^{5/8} x_t + \int_{x_t}^{x_m} \left(\frac{U_e}{U_m} \right)^3 dx \quad (2.76)$$

Como x_m es conocida y \bar{x}_s y \bar{x}_m se obtienen de las Ecs. (2.67) y (2.76), respectivamente, el punto de separación x_s se puede calcular fácilmente igualando distancias ($x_s - x_m = \bar{x}_s - \bar{x}_m$):

$$x_s = x_m + \bar{x}_s - \bar{x}_m \quad (2.77)$$

Esta distancia de separación aproximada generalmente no difiere más de un 5% de aquellas calculadas con métodos más rigurosos y precisos ^[19].

El método descrito arriba se ha implementado en *Parachutes* para determinar los puntos de separación de la corriente a partir de los cuales debe corregirse la presión obtenida mediante el modelo potencial. Para ello, el programa utiliza el campo de velocidades calculado para obtener el campo de líneas de corriente sobre la superficie del modelo. En cada línea de corriente válida, es decir, aquella en la que puede determinarse un origen con condiciones cercanas a un punto de remanso del flujo, el criterio de Stratford (Ec. (2.67)) se evalúa para determinar si existe algún punto de separación. Si se encuentra este último, la presión de los paneles aguas abajo del mismo (en dirección de la línea de corriente) se fija al valor correspondiente a la del punto de separación encontrado. Finalmente, una vez analizadas todas las líneas de corriente, se realiza un suavizado en la zona afectada para uniformizar el área de flujo desprendido. Cabe mencionar que respecto a la estimación del punto de transición de capa límite de laminar a turbulenta, se han implementado en el programa tres metodologías diferentes. La primera de ellas supone la capa límite totalmente turbulenta. La segunda supone que la capa límite es de tipo laminar-turbulento y que el punto de transición se ubica en el punto de máxima velocidad (pico de succión). La tercera opción calcula automáticamente el punto de transición mediante el criterio de Michel ^[30].

Este procedimiento de corrección de la distribución de presiones por separación de flujo es relativamente sencillo y su coste computacional es casi despreciable. En trabajos futuros, sería posible utilizar la misma estructura de datos desarrollada aquí para incluir otros efectos viscosos, como puede ser la fricción superficial (a través de analogías de placa plana, o metodologías similares).

2.2.3. Metodología de acoplamiento fluido-estructura

Un método de acoplamiento simple de dos vías es el escogido en *Parachutes* para realizar el cálculo conjunto de la estructura y la aerodinámica. Los dos módulos avanzan secuencialmente, intercambiando los resultados al final de cada paso de tiempo de manera directa, ya que comparten la misma malla. La de la aerodinámica puede estar formada por paneles cuadriláteros o triangulares. Cuando un elemento cuadrilátero pasa al cálculo estructural, se divide automáticamente en dos triángulos. Como el límite de estabilidad del método

explícito empleado en el cálculo estructural es bajo, se realizan varios incrementos de tiempo estructurales por cada paso de tiempo aerodinámico.

Como las cargas aerodinámicas no se actualizan en cada paso, la respuesta de alta frecuencia de la estructura puede verse afectada. Esto no es una limitación importante, ya que los modos altos solo afectan a partes pequeñas de la estructura. Además, el amortiguamiento descrito en el apartado 2.2.1.3 ayuda a controlar este tipo de oscilaciones. Respecto a los modos de baja frecuencia, que determinan la respuesta general de la estructura, cabe mencionar que pueden resolverse correctamente con el método de acoplamiento seleccionado.

En los casos que se busca obtener la solución estática, la convergencia se puede acelerar usando coeficientes de relajación a la hora de actualizar las fuerzas aplicadas sobre la estructura. Esto se traduce en un amortiguamiento de las oscilaciones más rápido. Siendo \mathbf{f}_{i-1} la fuerza aerodinámica aplicada en un panel al inicio del paso de tiempo i y \mathbf{f}_i^{trial} la fuerza en el mismo panel al final del paso de tiempo, la relajación se consigue por actualización parcial de la fuerza de acuerdo con la siguiente ecuación.

$$\mathbf{f}_i = \mathbf{f}_{i-1} + \theta(\mathbf{f}_i^{trial} - \mathbf{f}_{i-1}) \quad (2.78)$$

Donde $0 < \theta < 1$, obteniendo resultados satisfactorios cuando el valor del coeficiente de relajación es de 0,8 o 0,9.

Parachutes también tiene en cuenta los efectos de masa aparentes debidos a la inercia del aire que envuelve la estructura, que pueden afectar a la estabilidad de estructuras ligeras como los hangares hinchables. Dicha masa de aire se determina mediante modelos empíricos (el programa actualmente tiene implementado el modelo de Lissaman y Brown para paracaídas tipo ala), y se distribuye entre los nodos estructurales en proporción a la masa real del nodo. Esto solo modifica el comportamiento estructural del cuerpo, ya que los efectos de masa aparente aerodinámicos se han tenido en cuenta con los términos dinámicos incluidos en el cálculo del coeficiente de presión (Ec. (2.60)). Cabe mencionar que en este trabajo no se han considerado importantes los efectos de masa aparente (la velocidad de los desplazamientos y aceleraciones es baja), pero los mismos pueden ser estudiados y tenidos en cuenta en futuros desarrollos.

2.2.4. Interfaz gráfica

Se ha implementado una interfaz de usuario gráfica para *Parachutes* utilizando el software de pre y post proceso GiD ^[24]. La interfaz permite la configuración de los

parámetros de entrada y facilita el uso del código. Además se aprovecha el entorno virtual de GiD con todas sus herramientas para importar, crear y editar la geometría del modelo y generar la malla en el pre proceso, y visualizar y analizar los resultados en el post proceso. En el manual del usuario del programa ^[12] se describe detalladamente el uso de la interfaz gráfica de *Parachutes*.

3. APLICACIONES Y RESULTADOS

En esta sección se presentan los diferentes ejemplos de aplicación de la metodología desarrollada y los resultados obtenidos. Primero se hace hincapié en el análisis estructural, con una explicación del modelo virtual del hangar, los casos de cargas de viento y nieve (con las correspondientes normativas que se aplican) y un análisis de deshinchado. Después se presenta el análisis aerodinámico de varios casos de validación del método propuesto para modelar la separación de flujo, y se presentan comparaciones con resultados en túnel de viento de un hangar rígido a escala.

3.1. Análisis estructural

Los resultados obtenidos en *Parachutes* se compararán en esta sección con los obtenidos en *RamSeries*. Las magnitudes que se medirán son los desplazamientos máximos de la estructura en las tres direcciones, las tensiones máximas en las cintas y en la tela y las reacciones verticales máximas en los anclajes. Además, con el fin de evaluar el coste y la eficiencia computacional de los programas empleados, se comparará la memoria necesaria por cada programa así como el tiempo de cálculo aproximado. A pesar de que ambos programas utilizan metodologías distintas es útil tener una idea aproximada del tiempo que tarda cada uno en realizar las simulaciones, lo que en conjunto permite evaluar si *Parachutes* es una herramienta de utilidad práctica.

En los análisis no se realizarán las combinaciones de cargas correspondientes para la comparación de resultados, es decir, todas las cargas estarán multiplicadas por coeficientes de mayoración iguales a 1.

3.1.1. Modelo de análisis

El hangar que se toma como referencia para este trabajo es el denominado H20, que fue construido por Buildair en Polonia. La luz interior del hangar es de 20,5 m, y el diámetro de los 11 tubos yuxtapuestos que lo componen es de 3,5 m ^[1] (Figura 3.1). Los tubos están rigidizados con una malla de eslingas tensoras (líneas azules en la Figura 3.1) que a su vez los conectan a los anclajes del suelo. Los cerramientos son dos telones del mismo material que los tubos.

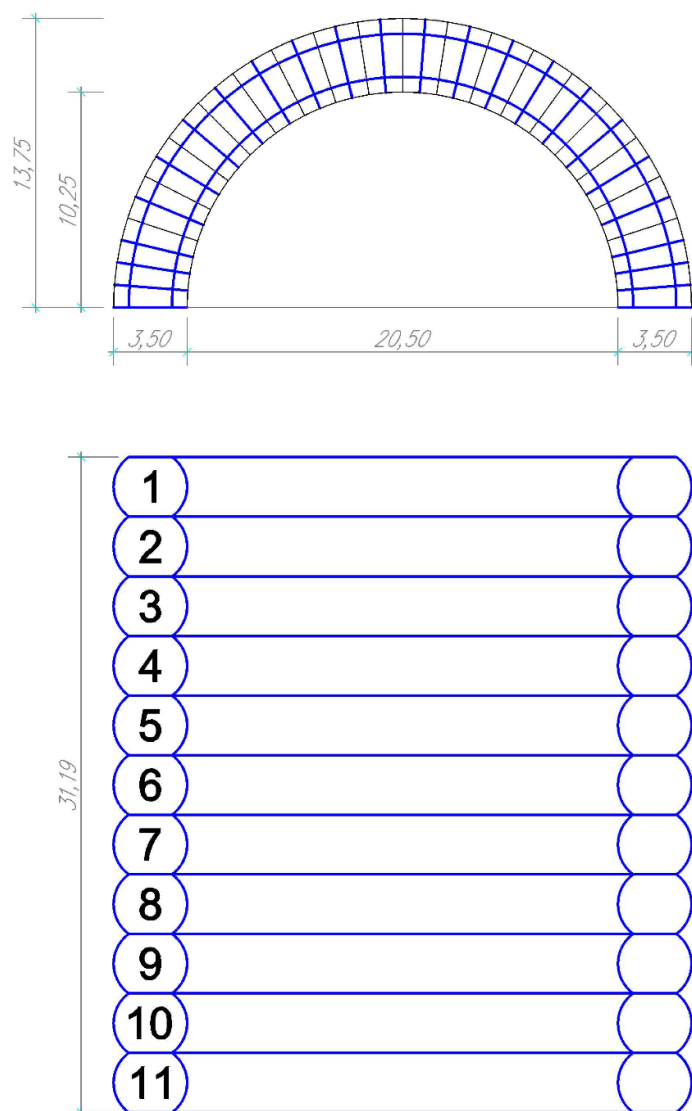


Figura 3.1. Alzado y planta del hangar H20 de referencia

3.1.1.1. Materiales

La tela con la que están fabricados los tubos y los telones está compuesta de hilos de poliéster recubiertos de PVC. Tiene una resistencia a la rotura urdimbre/trama de 280/280 *daN/5cm*. Las cintas están compuestas por hilos de poliéster y, en este hangar, al ser todas del mismo tipo, tienen una misma resistencia de 5 000 *daN*. Se distinguen 3 grupos según la posición y función que desempeñan:

- “Costillas”: situadas siguiendo las dos generatrices que forma la superficie de contacto entre tubos, anclan los tubos al suelo.
- “Abrazos”: situados en el plano correspondiente a la sección del tubo, envuelven al tubo y conectan las “costillas” entre sí.

c) Telones: malla de cintas soldadas a la tela que absorben las tensiones transmitidas a los telones y los anclan al suelo.

Las propiedades de la tela y las cintas proporcionadas por el fabricante que se emplean en el modelo se resumen a continuación en la Tabla 3.1.

Material	E	Espesor (e)	Ancho (a)	Peso (P)
Tela	0,38 GPa	0,5 mm	-	590 g/m^2
Cintas	2,5 GPa	2 mm	50 mm	85 g/m

Tabla 3.1. Propiedades de los materiales

A partir de estas propiedades se pueden obtener otras que son necesarias para el modelo estructural, como por ejemplo la densidad. Cabe señalar que en relación a las cintas, en *RamSeries* es necesario definir la sección de las mismas (100 mm^2), mientras que en *Parachutes* se modelan como un cable con un diámetro equivalente (11,3 mm). El coeficiente de Poisson se considera 0,3 y el modelo es elástico lineal.

3.1.1.2. Condiciones de contorno

Tanto los tubos como los telones del hangar están anclados al suelo mediante eslingas tensoras, por lo que en el modelo todos estos puntos de anclaje (de color verde en la Figura 3.2) tendrán los desplazamientos restringidos en las tres direcciones.

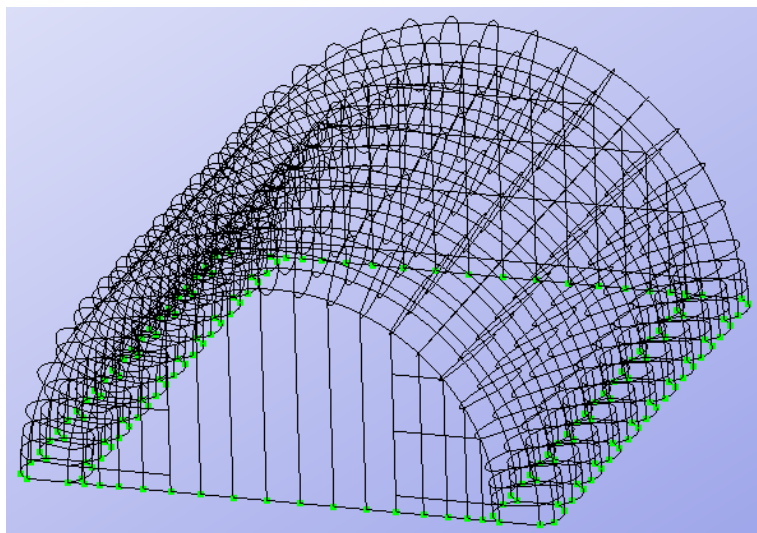


Figura 3.2. Puntos de anclaje del hangar

Los tubos están anclados principalmente por 4 “costillas” y en las bases se colocan unos “dedales” que añaden 4 puntos de anclaje extra para que las tensiones transmitidas se distribuyan mejor.

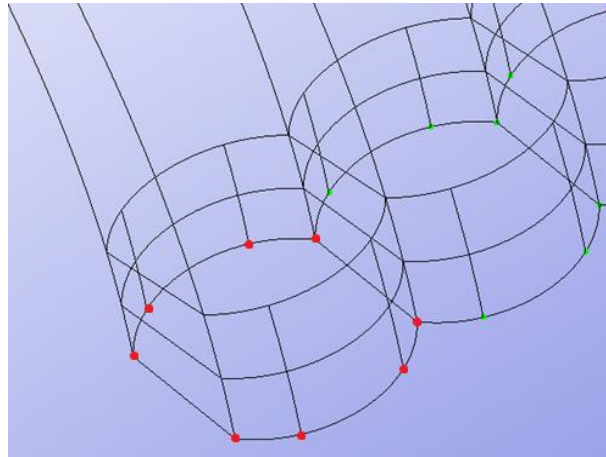


Figura 3.3. Puntos de anclaje de los tubos del hangar

3.1.1.3. Cargas aplicadas

En el análisis estructural se consideran las siguientes cargas:

a) Cargas permanentes:

- Peso propio: de la tela de los tubos y telones y de las cintas.
- Presión de inflado: en la práctica varía entre 20 y 30 *mbar* dependiendo de las velocidades de viento, pero para hacer las comparaciones en este trabajo se considera siempre igual a 30 *mbar*.

b) Cargas variables:

- Viento: se considerarán dos casos, lateral y frontal. En el lateral el viento incide directamente en los tubos y en el frontal en el telón correspondiente.
- Nieve: también hay dos casos, determinados por la normativa, dependiendo si hay redistribución o no.

3.1.1.4. Discretización del problema

En ambos códigos se emplea para el análisis estructural una malla de elementos finitos triangulares lineales. A fin de determinar el tamaño y número total de elementos necesario para el análisis se ha realizado en *RamSeries* un estudio de convergencia con mallas no estructuradas. En las simulaciones se aplican únicamente cargas permanentes y los resultados para el desplazamiento máximo de la estructura se presentan en la Tabla 3.2.

Tamaño elemento	Nº nodos	Desplazamiento máximo [m]
1	3 213	0,456
0,9	4 267	0,472
0,8	5 571	0,493
0,7	7 183	0,481
0,6	10 722	0,491
0,5	16 924	0,489

Tabla 3.2. Resultados del análisis de convergencia

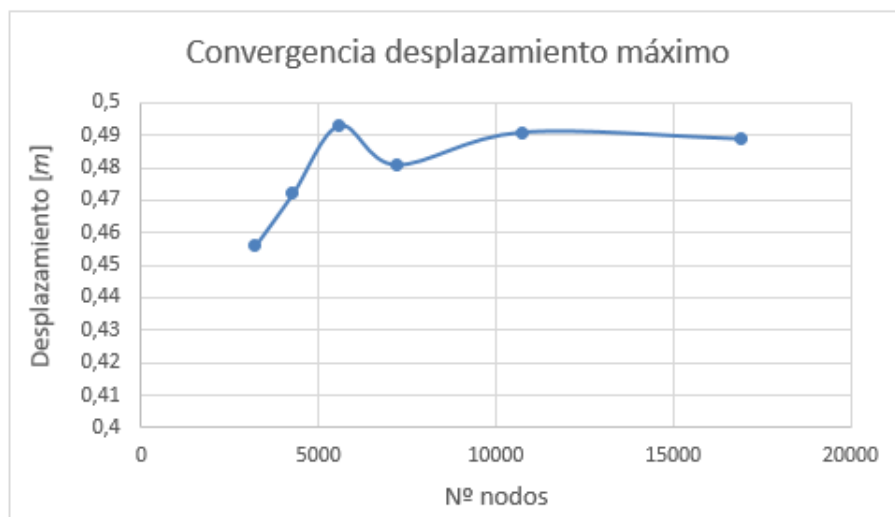


Figura 3.4. Gráfico del análisis de convergencia

En base a los resultados obtenidos se considera razonable adoptar un tamaño de elemento de aproximadamente 0,5 m para la malla estructural.

El modelo de análisis en *Parachutes* se puede discretizar mediante triángulos o cuadriláteros. La aerodinámica trabaja indistintamente con ambos tipos de elementos pero el *solver* estructural sólo utiliza triángulos. Por ello, en superficies que correspondan a la estructura del modelo, si hubiera cuadriláteros el programa automáticamente los convierte a triángulos. Aprovechando esta ventaja, el modelo se malla utilizando cuadriláteros (que funcionan mejor desde el punto de vista aerodinámico), sabiendo que luego serán convertidos a triángulos al resolver la estructura. Para el modelo se ha empleado un número de nodos similar (17 360) al obtenido en el análisis de convergencia con tamaño de elemento 0,5. La malla se muestra en la Figura 3.5 (solo la parte visible desde el punto de vista escogido).

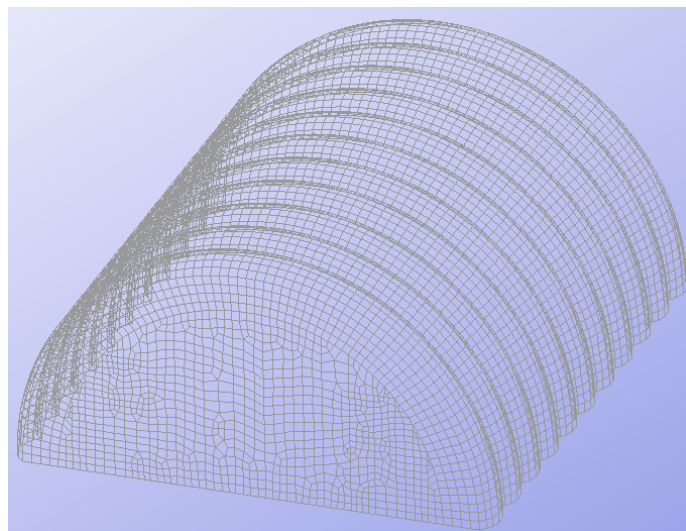


Figura 3.5. Malla escogida para *Parachutes*

Se ha realizado una primera simulación con esta malla considerando solo las cargas permanentes, obteniendo un desplazamiento máximo de $0,51\text{ m}$. Este valor tiene una buena correlación con el obtenido en *RamSeries* ($0,49\text{ m}$, diferencia del 4%), lo cual demuestra la adecuación de *Parachutes* a este tipo de análisis.

3.1.2. Cargas de viento

En el análisis estructural de viento actúan las cargas permanentes (peso propio de la tela y las cintas y presión de inflado de 30 mbar) simultáneamente a la carga variable de viento que se ha dividido, como se ha comentado anteriormente, en dos casos: viento lateral y frontal.

3.1.2.1. Normativa actual

La normativa a aplicar en la construcción de estructuras es la propia del país donde se va a realizar el proyecto. En este trabajo se supone que la estructura se emplazará en España, por lo que se aplicará la norma española UNE-EN 1991-1. El Apartado 3 de la misma hace referencia a las cargas de nieve y el Apartado 4 a las de cargas de viento. Para el caso de los hangares hinchables, al ser estructuras temporales, también se aplica la norma española UNE-EN 13782, que hace referencia a este tipo de estructuras. No obstante, esta última indica que las cargas a considerar son las especificadas en la UNE-EN 1991-1, con lo cual esta última será la norma de referencia a aplicar.

Las acciones de viento actúan como presiones sobre las superficies exteriores de las estructuras cerradas, como los hangares hinchables, produciendo fuerzas

normales a estas superficies. Los efectos de las presiones que considera la normativa son equivalentes a los efectos extremos del viento turbulento, que dependen del tamaño, forma y propiedades dinámicas de la estructura.

Los valores de las presiones de viento son valores característicos determinados a partir de valores básicos cuya probabilidad anual de ser excedidos es de 0,02, lo que equivale a un período de retorno medio de 50 años. El valor fundamental de la velocidad básica de viento $v_{b,0}$, como dice textualmente la norma, “es la velocidad característica media del viento medida durante 10 minutos, independientemente de la dirección del viento y la época del año, a 10 m sobre el nivel del suelo, en campo abierto, con vegetación baja como la hierba, y con obstáculos aislados con una separación de al menos 20 veces la altura de los obstáculos” [20]. Su valor se especifica en el anexo nacional de cada país. En el caso de España, en el Código Técnico de la Edificación (CTE), en el mapa que se muestra a continuación.

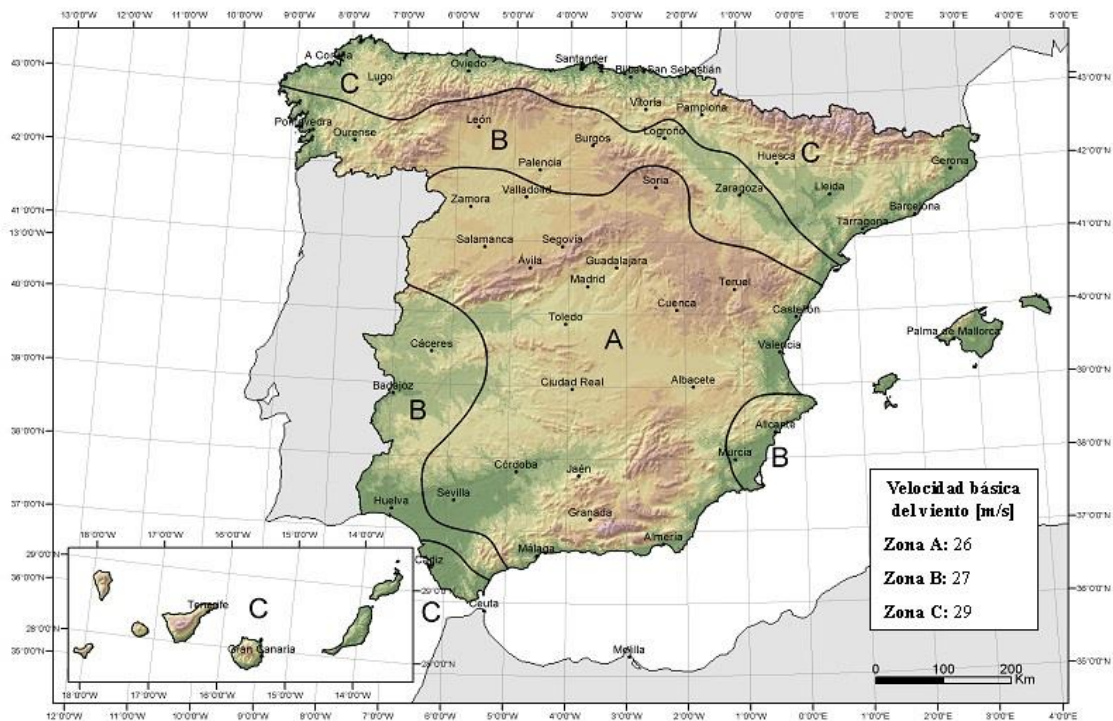


Figura 3.6. Mapa de velocidades básicas de viento en España

Modificando el valor fundamental de la velocidad básica de viento con los factores direccional y estacional, cuyo valor recomendado es 1, se obtiene la velocidad básica de viento v_b . Esta se supone igual a 90 km/h (25 m/s) en este trabajo para realizar las comparaciones y validar el programa *Parachutes*, ya que es un valor de referencia para los cálculos en Buildair.

La presión de diseño, correspondiente a la velocidad de pico, $q_p(z)$ se calcula multiplicando la presión correspondiente a la velocidad media de referencia del viento q_b por el factor de exposición $c_e(z)$, que se obtiene del gráfico de la normativa que se muestra en la Figura 3.7, dependiendo de la categoría del terreno y la altura considerada.

$$q_p(z) = c_e(z) \cdot q_b = c_e(z) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_b^2 \quad (3.1)$$

El factor de exposición vale aproximadamente 2,95 y el valor recomendado para la densidad del aire ρ es $1,25 \text{ kg/m}^3$. Con todo esto se obtiene una presión de diseño $q_p = 1\,157 \text{ Pa}$.

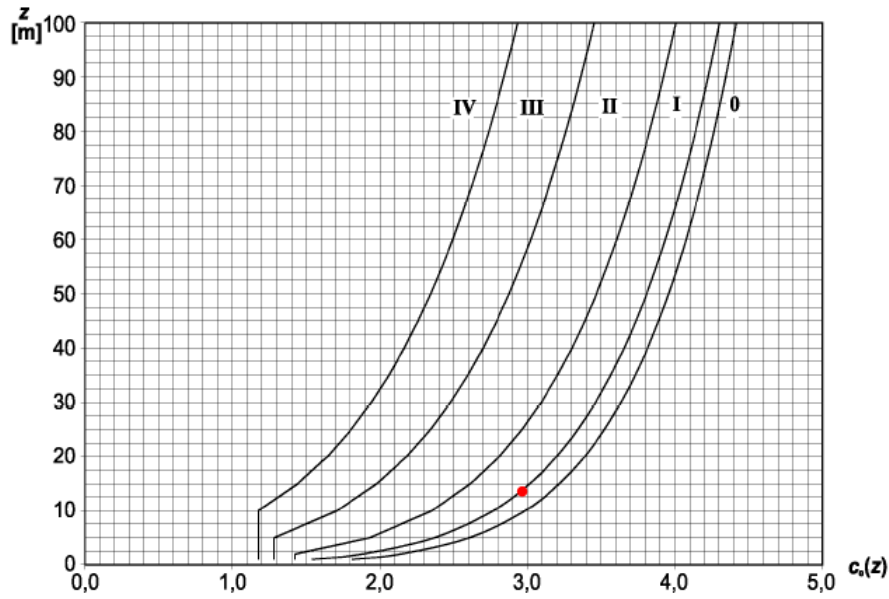


Figura 3.7. Valor del coeficiente de exposición

La presión de diseño se distribuye alrededor de la estructura dependiendo de su forma. La norma divide la estructura en zonas y define unos coeficientes de presión para cada una de ellas. En el caso de los hangares hinchables, dependiendo de como incida el viento, se distinguen dos casos: viento lateral y frontal.

a) Viento lateral

Los hangares hinchables con viento incidente lateral se asimilan a cubiertas cilíndricas, como indica la norma en el apartado 7.2.8. Se definen tres zonas de presión cuyos coeficientes dependen de las relaciones entre las dimensiones de la cubierta (Figura 3.8). En la zona A la presión de viento produce compresión y en

las zonas *B* y *C* succión. Como los hangares son cubiertas que empiezan a la altura del suelo $h = 0$, f es la altura máxima del hangar y d el ancho exterior. En el caso del H20 que se trata en este trabajo, al ser semicircular, $f/d = 0,5$. Los parámetros que se obtienen se resumen en la Tabla 3.3.

Zona	Coeficiente de presión	Presión [Pa]
<i>A</i>	0,8	926
<i>B</i>	-1,2	-1 389
<i>C</i>	-0,4	-463

Tabla 3.3. Coeficientes y presiones en la cubierta para viento lateral

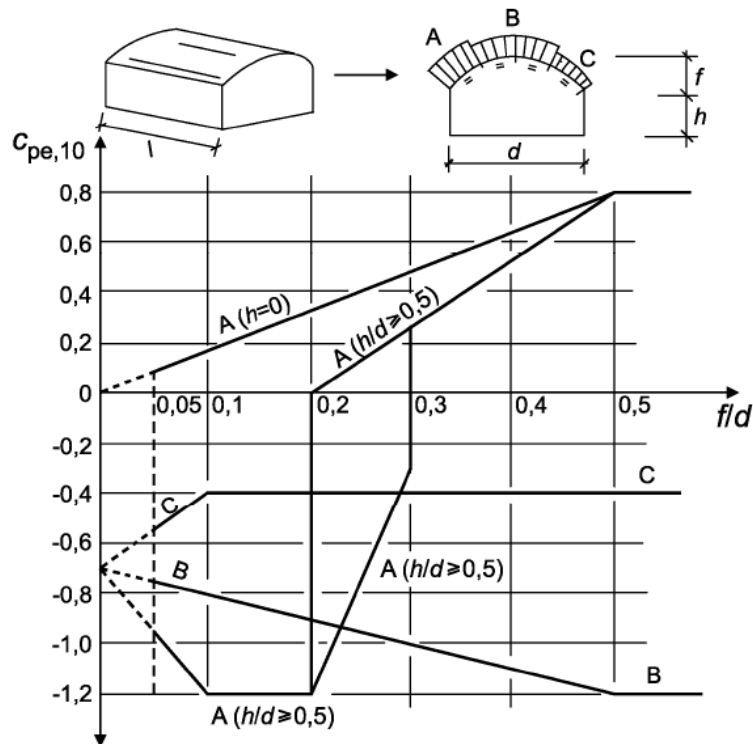


Figura 3.8. Distribución de presiones en cubiertas cilíndricas con viento lateral

Por otra parte, los cerramientos se asimilan a muros verticales de edificios de planta regular como indica la norma en el apartado 7.2.2. En él se define la distancia e como la menor entre la longitud del hangar b y dos veces la altura h . En el caso del H20 es menor la segunda distancia, por lo que $e = 27,5 \text{ m}$. La distribución de presiones en las puertas se divide en una, dos o tres zonas dependiendo de la relación entre e y el ancho del hangar d . En el caso del H20 son iguales ambos valores, por lo que las presiones se distribuyen tal como se muestra en la Figura 3.9.

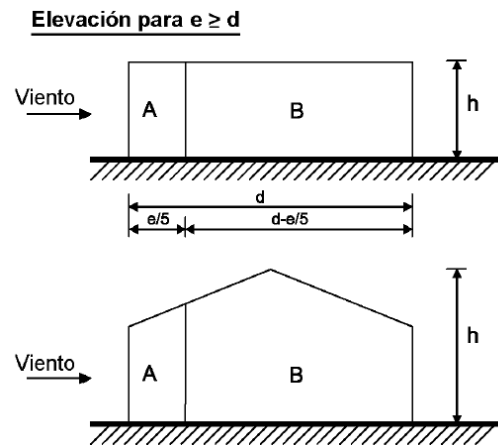


Figura 3.9. Distribución de presiones en las puertas ($e \geq d$) con viento lateral

En toda el área de las puertas P aparecen succiones, obteniéndose un valor ponderado de las zonas en las que las divide la normativa. Los valores se obtienen se resumen en la Tabla 3.4.

Zona	Coficiente de presión	Presión [Pa]
A	-1,2	-1 389
B	-0,8	-926
P	-0,88	-1 018

Tabla 3.4. Coeficientes y presiones en las puertas para viento lateral

En la Figura 3.10 se presenta un resumen de las cargas de viento a asignar en el cálculo estructural cuando el viento incide lateralmente.

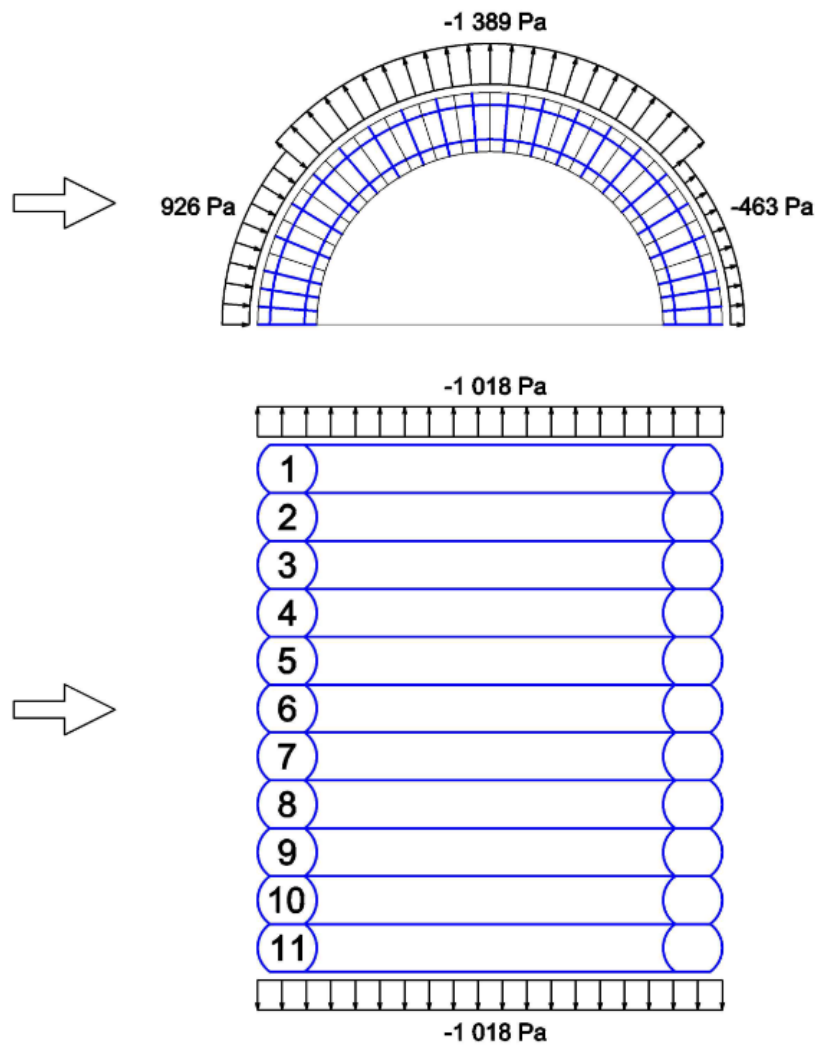


Figura 3.10. Cargas de viento lateral

b) Viento frontal

Los hangares hinchables con viento incidente frontal se asimilan a cubiertas a dos aguas, como indica la norma en el apartado 7.2.5 (en el apartado de cubiertas cilíndricas solo se trata el caso de viento lateral). Se definen cuatro zonas de succión cuyas áreas están definidas por la distancia e anteriormente citada en el apartado de viento lateral (Figura 3.11). Aproximadamente, las zonas F y G corresponden al primer tubo, las H a los siguientes cuatro tubos (2-5) y las I al resto de tubos (6-11).

Los valores de los coeficientes de presión dependen en este caso del ángulo de la cubierta, que se aproxima midiéndolo en el centro de cada zona. Los parámetros que se obtienen se resumen en la Tabla 3.5.

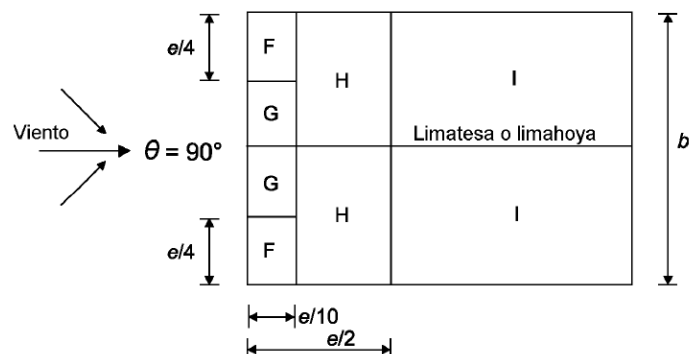


Figura 3.11. Distribución de presiones en la cubierta con viento frontal

Zona	Ángulo medio	Coefficiente de presión	Presión [Pa]
<i>F</i>	50°	-1,1	-1 273
<i>G</i>	14°	-1,3	-1 504
<i>H</i>	32°	-0,81	-941
<i>I</i>	32°	-0,5	-579

Tabla 3.5. Coeficientes y presiones en la cubierta para viento frontal

Las puertas, al igual que en el caso de viento lateral, se asimilan a muros verticales de edificios de planta regular como indica la norma en el apartado 7.2.2. Para la puerta a barlovento se define un coeficiente de presión D y a sotavento se denomina E (Figura 3.12). Ambos dependen de la relación h/d , que por ser semicircular el hangar es igual a 0,5. Como solo están tabulados los coeficientes para valores de h/d iguales a 5 o 1 y menores que 0,25, se tomarán los correspondientes a $h/d = 1$. Los valores obtenidos se resumen en la Tabla 3.6.

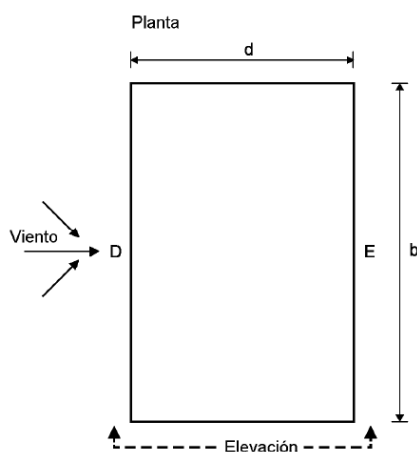


Figura 3.12. Distribución de presiones en las puertas con viento frontal

Zona	Coeficiente de presión	Presión [Pa]
<i>D</i>	0,8	926
<i>E</i>	-0,5	-579

Tabla 3.6. Coeficientes y presiones en las puertas para viento frontal

En la Figura 3.13 se presenta un resumen de las cargas de viento a asignar en el cálculo estructural cuando el viento incide frontalmente.

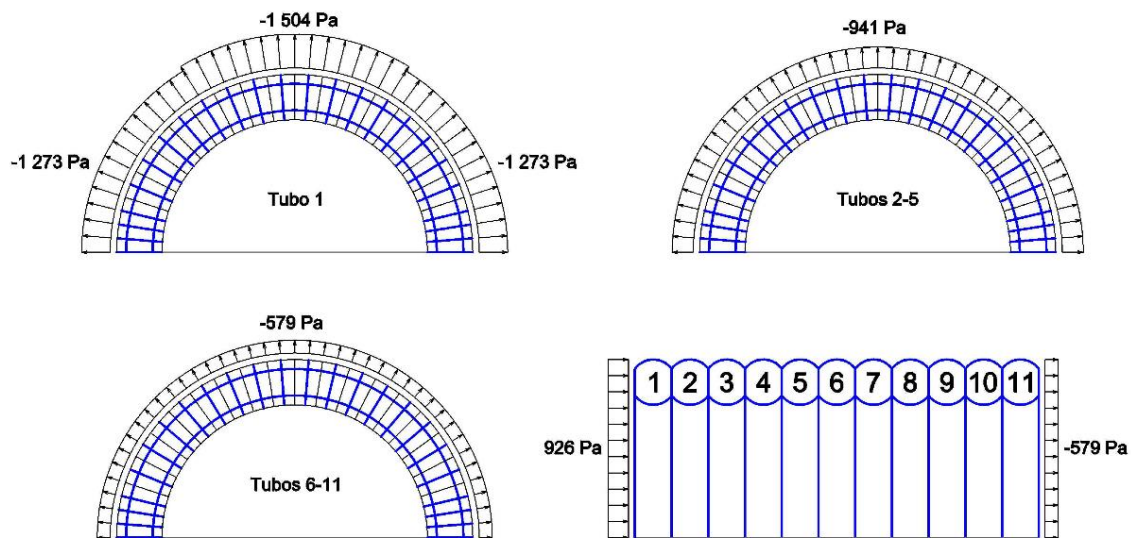


Figura 3.13. Cargas de viento frontal

3.1.2.2. Calibración del modelo

Las condiciones de carga arriba descritas se emplearon en primer lugar para calibrar los diferentes parámetros del modelo y el modo de aplicación de las cargas. La presión interna se aplica como una carga constante pero las cargas de viento se aplican de forma gradual (cuasi estática) en el tiempo (durante 5 segundos) para evitar efectos dinámicos de la estructura. Cabe recordar que la solución de *RamSeries* es estática.

De los parámetros de la simulación, cabe mencionar que uno de los más difíciles de calibrar fue el factor de amortiguamiento α de Rayleigh (explicado en el apartado 2.2.1.3), que influye directamente en el desplazamiento horizontal (eje Y) del telón a barlovento cuando incide el viento frontalmente. El amortiguamiento subcrítico debe ser lo más alto posible pero sin afectar los modos de baja frecuencia de la estructura, por lo que

$\xi = \alpha/(2\omega)$ debe ser ligeramente inferior a 1 ^[11]. En una primera simulación con $\alpha = 1$ se ha obtenido el siguiente gráfico del desplazamiento horizontal máximo en el telón a barlovento.

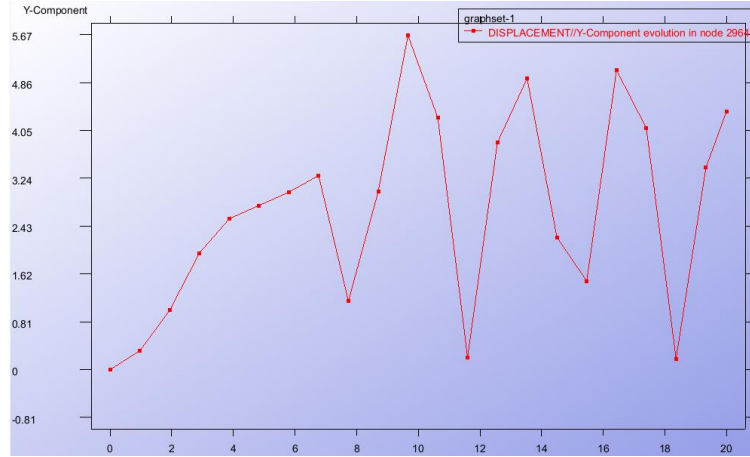


Figura 3.14. Desplazamiento máximo (eje Y) con viento frontal y $\alpha = 1$

De este gráfico se obtiene un periodo de oscilación aproximado de 3 segundos, es decir, una frecuencia aproximada de 0,3 *Hz*. Con este valor se calcula un límite superior para el amortiguamiento α :

$$\alpha < 2 \cdot \omega = 2 \cdot 2 \cdot \pi \cdot f \approx 4 \cdot \pi \cdot 0,3 \approx 4 \quad (3.2)$$

A continuación, se ha hecho un estudio de sensibilidad para diferentes valores de α de los tubos y los telones (Figura 3.15 y Figura 3.16). De izquierda a derecha el valor en los tubos es 3, 3,5 y 4 respectivamente. En la primera figura el valor en los telones es 1 y en la segunda es igual a 2. Se toman valores menores en los telones porque oscilan a una frecuencia menor que los tubos.

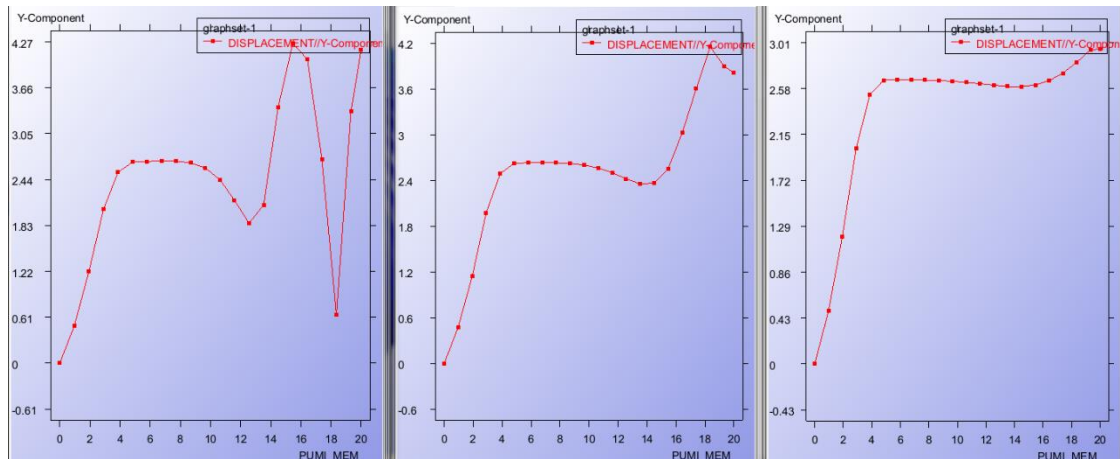


Figura 3.15. Análisis de sensibilidad del α de Rayleigh ($\alpha = 1$ en los telones)

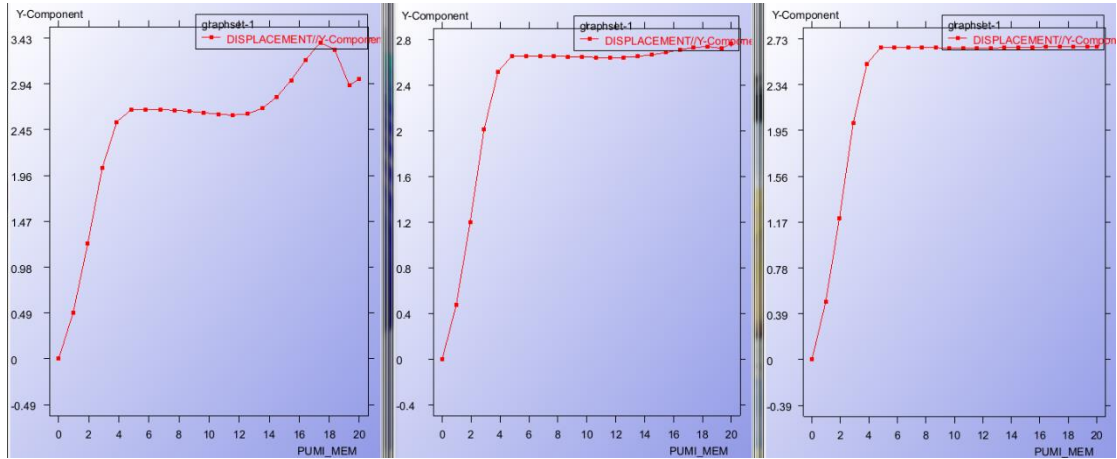


Figura 3.16. Análisis de sensibilidad del α de Rayleigh ($\alpha = 2$ en los telones)

Como se puede observar la convergencia solo se alcanza en el último caso, con $\alpha = 4$ en los tubos y $\alpha = 2$ en los telones. Finalmente, para simplificar las simulaciones, se decide emplear un único $\alpha = 3$ para toda la estructura (tela y cintas) y se comprueba que la solución converge (Figura 3.17).

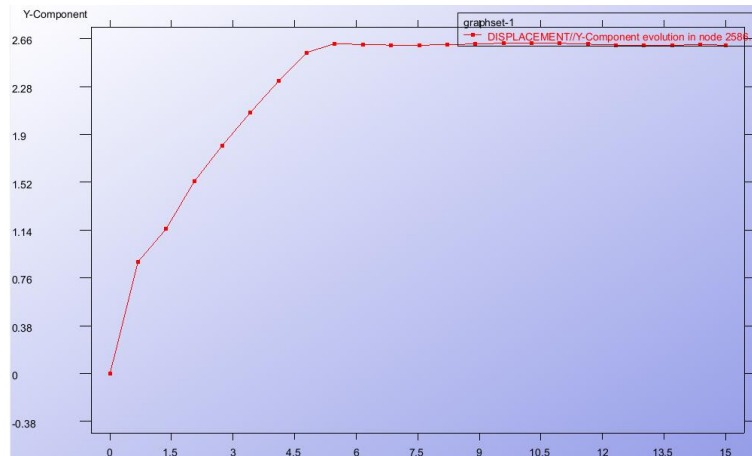


Figura 3.17. Desplazamiento máximo (eje Y) con viento frontal y $\alpha = 3$

Una vez calibrado el modelo y sus respectivos parámetros se realizaron las simulaciones para viento lateral y frontal, cuyos resultados se presentan a continuación.

3.1.2.3. Resultados

En primer lugar se presentan los resultados con viento lateral. La magnitud que condiciona mayoritariamente el diseño del hangar bajo los efectos del viento lateral es el desplazamiento que aparece en esta dirección (eje X), ya que se debe mantener la distancia de seguridad con el contenido del hangar, como podría ser

un avión. Así, se debería dimensionar el hangar para que cuando se deforme no entre en contacto con las alas del avión y mantenga una cierta distancia de seguridad. La deformación frente a un viento lateral de 90 km/h se muestra en la siguiente figura.

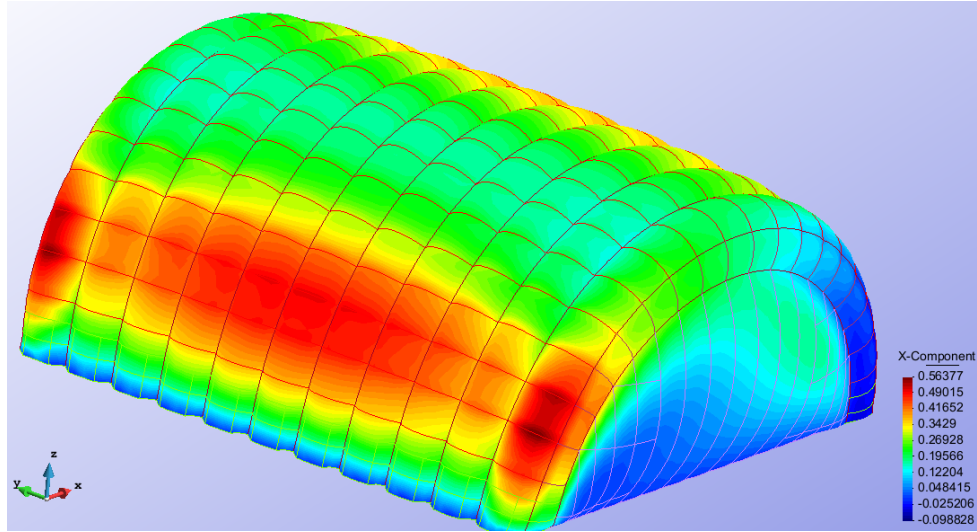


Figura 3.18. Hangar deformado por viento lateral en *Parachutes*

La comparación de resultados entre *RamSeries* y *Parachutes* se muestra en la siguiente tabla.

Magnitud	<i>RamSeries</i>	<i>Parachutes</i>	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	0,54	0,56	4%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	2,30	2,33	1%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	0,87	0,93	7%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	9,5	10,7	13%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	11,1	11,4	3%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	5,0	5,6	12%
Axil max cerramientos [kN]	8,7	9,8	13%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	148,3	112,5	-24%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	35,4	38,5	9%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	44,6	77,3	73%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	18,3	19,1	4%
Reacción vertical max tubos [kN]	-24,0	-23,3	-3%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	-12,4	-12,3	-1%
Memoria de cálculo [MB]	272	82	-70%
Tiempo de cálculo [min]	19	23	21%

Tabla 3.7. Comparación del análisis estructural con viento lateral

Se puede comprobar que los resultados son bastante similares excepto las tensiones S_i en el tejido. Esto podría deberse a elementos distorsionados de la malla o a que las cintas se modelan de maneras diferentes.

En cuanto al coste computacional, *RamSeries* consume más del triple de memoria que *Parachutes*, y en este caso el tiempo de cálculo es de 23 minutos frente a los 19 que tarda *RamSeries*. No obstante esto, cabe recordar que los procedimientos de cálculo son diferentes y los tiempos podrían variar dependiendo de la tolerancia que se acepte para alcanzar la convergencia (*Parachutes* es un código explícito, mientras que *RamSeries* es implícito).

Para el caso de viento frontal la magnitud que condiciona mayoritariamente el diseño del hangar es el desplazamiento que aparece en esta dirección (eje Y) en el telón a barlovento, ya que se debe mantener la distancia de seguridad con la parte delantera del avión o con lo que contenga el hangar. La deformación frente a un viento frontal de 90 km/h se muestra en la siguiente figura.

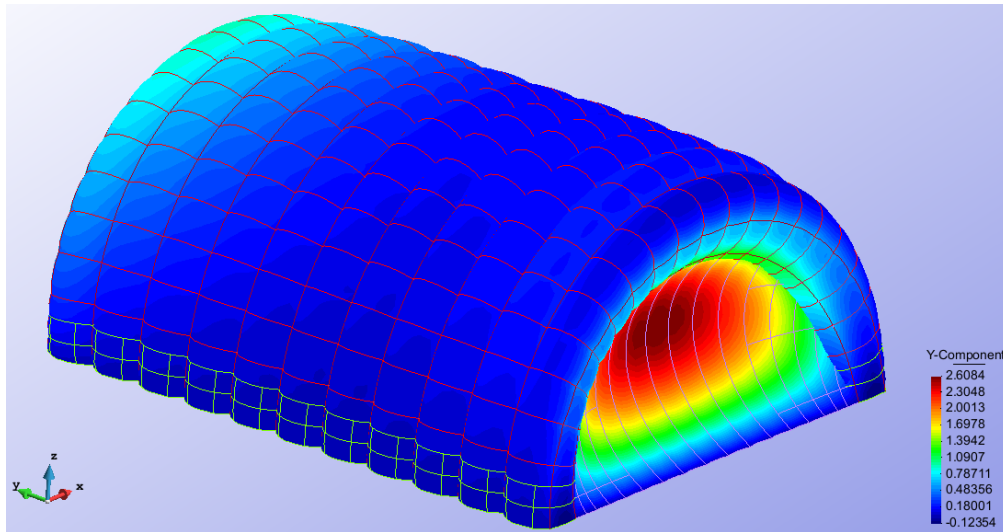


Figura 3.19. Hangar deformado por viento frontal

La comparación de resultados entre *RamSeries* y *Parachutes* se muestra en la Tabla 3.8. Se puede comprobar que los resultados son bastante similares, con menos diferencias que en el caso de viento lateral. A pesar de esto siguen apareciendo diferencias notables en las tensiones en los cerramientos debido a elementos distorsionados cerca del suelo.

En referencia al coste computacional, ahora *RamSeries* consume cuatro veces más memoria que *Parachutes* pero obtiene los resultados en un tiempo cuatro veces

menor. Se observa que la convergencia del método explícito en *Parachutes* es más lenta debido a que aparecen oscilaciones tanto en los tubos como en los cerramientos y se han de amortiguar. En cambio, en *RamSeries* no aparecen estas oscilaciones con el método implícito y la única parte de la estructura que se deforma considerablemente es el telón frontal, mientras que en el caso de viento lateral se deforma todo el hangar. Así, son muchos menos los puntos que tardan en converger.

Magnitud	<i>RamSeries</i>	<i>Parachutes</i>	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	0,36	0,37	3%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	2,59	2,61	1%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	-0,84	-0,84	0%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	5,8	6,0	3%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	7,8	8,5	9%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	3,9	4,0	3%
Axil max cerramientos [kN]	7,5	8,5	13%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	104,0	113,0	9%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	28,7	29,2	2%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	32,7	53,5	64%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	17,5	18,5	6%
Reacción vertical max tubos [kN]	-19,1	-18,7	-2%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	-10,0	-10,1	1%
Memoria de cálculo [MB]	281	60	-79%
Tiempo de cálculo [min]	13	49	277%

Tabla 3.8. Comparación del análisis estructural con viento frontal

3.1.3. Cargas de nieve

En el análisis estructural con cargas de nieve, se aplican las mismas cargas permanentes (peso propio de la tela y las cintas y presión de inflado de 30 mbar) y, simultáneamente, la carga variable de nieve. Como se ha comentado anteriormente, esta última se divide en dos casos: con o sin redistribución.

3.1.3.1. Normativa actual

Como se ha comentado en el apartado 3.1.2.1, la normativa a aplicar en el caso de cargas de nieve es la norma española UNE-EN 1991-1-3. Las acciones de nieve actúan, al igual que el viento, como presiones sobre las superficies exteriores de las estructuras cerradas, como los hangares hinchables, produciendo fuerzas

verticales descendentes en el plano de la proyección horizontal de estas superficies. La carga de nieve sobre una cubierta s para situaciones de proyecto persistentes o transitorias se calcula como sigue:

$$s = \mu_i \cdot C_e \cdot C_t \cdot s_k \quad (3.3)$$

Donde μ_i es el coeficiente de forma dependiendo del caso, C_e es el coeficiente de exposición, C_t es el coeficiente térmico y s_k es el valor característico de la carga de nieve a nivel del terreno en el emplazamiento que corresponda. Considerando que el hangar está expuesto al viento en todos sus frentes $C_e = 0,8$ y debido a la baja transmisión térmica del tejido utilizado $C_t = 1$. El coeficiente de forma en cubiertas cilíndricas es igual a 0 para ángulos de la cubierta $\beta > 60^\circ$ ya que se considera que no se acumula nieve para estas inclinaciones. Para ángulos $\beta \leq 60^\circ$ depende de la altura del hangar h y del ancho b :

$$\mu_3 = 0,2 + 10 \cdot \frac{h}{b} \quad ; \quad \mu_{3,max} = 2,0 \quad (3.4)$$

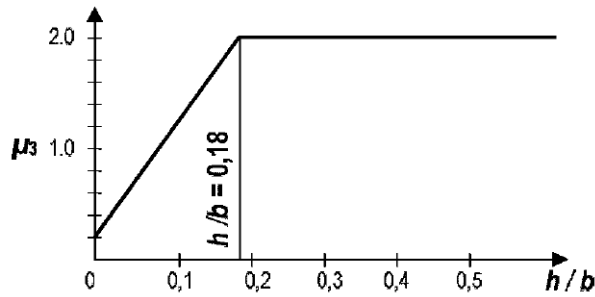


Figura 3.20. Coeficientes de forma en cubiertas cilíndricas para $\beta \leq 60^\circ$

En el caso del H20, donde $h = 13,75 \text{ m}$ y $b = 27,5 \text{ m}$, resulta $\mu_3 = 5,2$. Este valor es mayor al máximo permitido, por lo que $\mu_3 = 2,0$. En la Figura 3.21 se muestran los dos casos de disposición de la carga de nieve.

En el caso (i) no hay redistribución (carga uniforme) y en el caso (ii) si la hay, aplicando la carga de manera lineal con dos picos definidos por el coeficiente μ_3 . A la carga del caso uniforme se le denominará A , a la del pico con coeficiente $0,5\mu_3$ B y a la del pico con coeficiente μ_3 C .

El valor característico de la carga de nieve a nivel del terreno (s_k) es aquel que tiene una probabilidad anual de ser excedido del 0,02 excluyendo casos excepcionales. Su valor se obtiene de los mapas incluidos en la norma, que para el caso de España es el de la Figura 3.22.

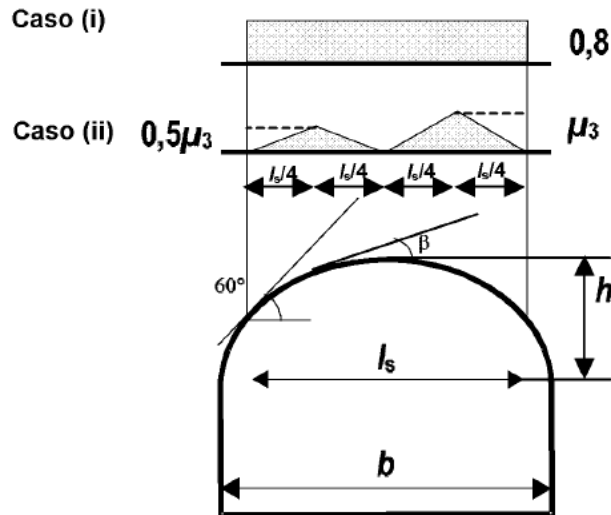


Figura 3.21. Casos de carga de nieve en cubiertas cilíndricas

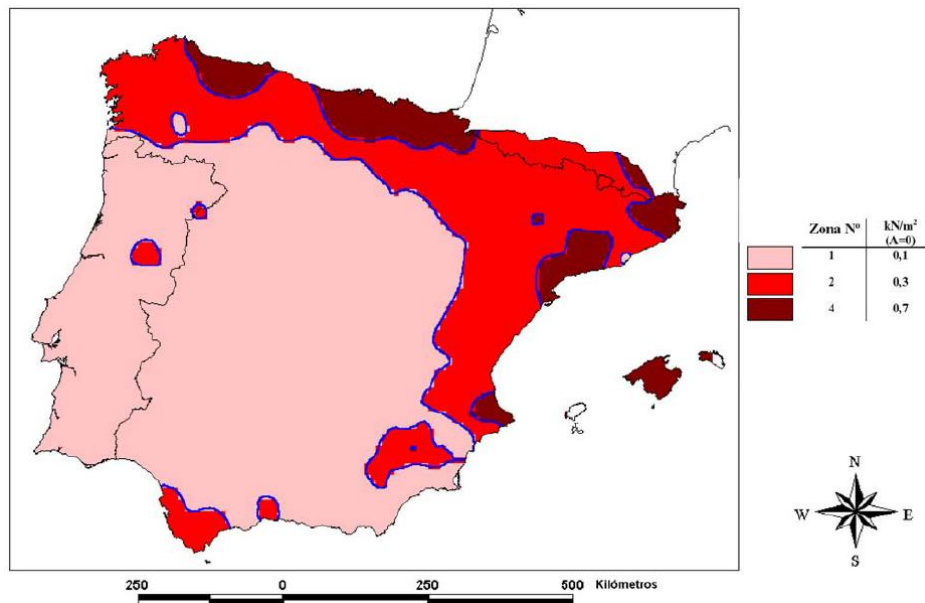


Figura 3.22. Cargas de nieve a nivel del mar en la península Ibérica

En el caso de Barcelona, por ejemplo, la carga de nieve a nivel del terreno sería de $0,1 \text{ kN/m}^2$, o equivalentemente $10,2 \text{ kg/m}^2$. Esta se podría reducir, como dice la norma en el apartado 4.1 (1), “en casos especiales en los que sean necesarios datos más ajustados mediante un análisis estadístico apropiado que considere registros de un periodo largo en una zona abrigada cercana al emplazamiento”. Además, el Anejo D de la misma norma considera la posibilidad de ajustar la carga de nieve reduciendo el periodo de retorno siendo siempre mayor de 5 años. En este estudio se tomará el valor característico de la carga de nieve a nivel del terreno del proyecto del H20 en Polonia ($s_k = 50 \text{ kg/m}^2$), que se obtuvo haciendo

un análisis estadístico y reduciendo el periodo de retorno. Las presiones resultantes proyectadas en el plano horizontal se muestran en la Figura 3.23.

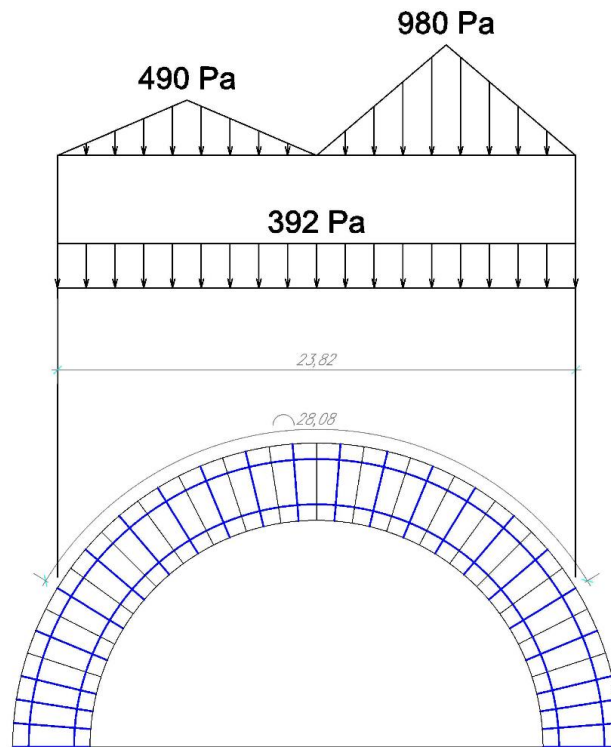


Figura 3.23. Presiones de nieve proyectadas en el plano horizontal para los dos casos

En el modelo estas cargas se aplicarán en coordenadas globales, es por esto que hay que multiplicarlas por el factor de curvatura, que se obtiene dividiendo la longitud horizontal de aplicación de las cargas por la longitud del arco correspondiente. Así se obtiene un factor de curvatura de 0,827. Las presiones resultantes globales se muestran en la Figura 3.24.

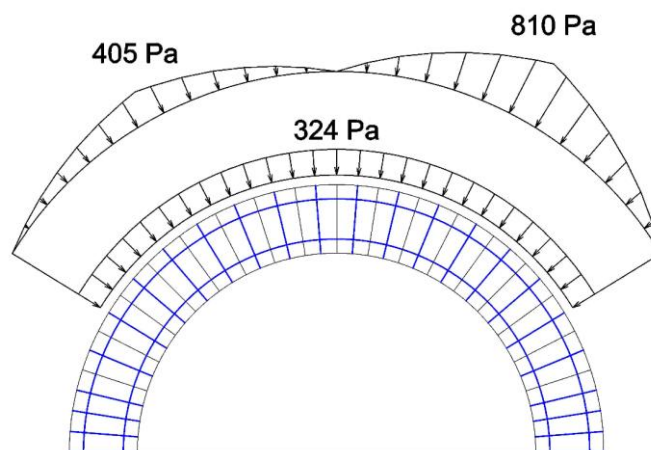


Figura 3.24. Presiones de nieve globales para los dos casos

En la Tabla 3.9 se muestra un resumen de los parámetros de las simulaciones de carga de nieve.

Caso	Zona	Coeficiente de forma	Carga [kg/m^2]	Presión [Pa]
(i)	A	0,8	40	324
(ii)	B ($0,5 \mu_3$)	1	50	405
	C (μ_3)	2	100	810

Tabla 3.9. Parámetros de las simulaciones de carga de nieve

3.1.3.2. Resultados

El objetivo del diseño frente a las cargas de nieve es evitar que el techo del hangar colapse, es decir, que la presión de inflado no sea capaz de resistir el peso de la nieve. En este trabajo no se buscará esta carga límite sino que solamente se compararán los resultados de *Parachutes* con los de *RamSeries* con una carga de 50 kg/m^2 para comprobar el funcionamiento del programa. Podría ser que el hangar entrara en contacto con el contenido que hubiera dentro antes de colapsar, pero este no es el caso cuando hay un avión dentro. La magnitud principal a comparar es pues el desplazamiento vertical (eje Z). A continuación se muestran los resultados para los dos posibles casos de distribución de nieve.

a) Cargas de nieve sin redistribución

La deformación frente a una carga de nieve sin redistribución de 50 kg/m^2 se muestra en la siguiente figura.

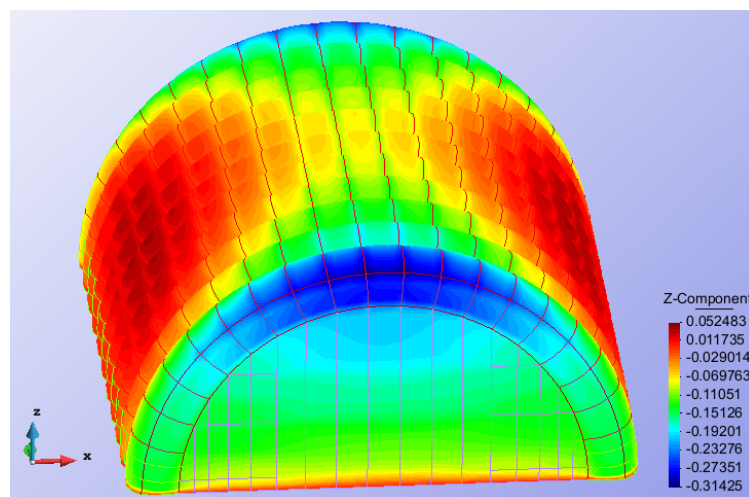


Figura 3.25. Hangar deformado por nieve sin redistribución en *Parachutes*

La comparación de resultados entre *RamSeries* y *Parachutes* se muestra en la Tabla 3.10. Se puede observar que los resultados obtenidos en el caso de carga de nieve uniforme difieren mucho menos que en los casos de viento (Tabla 3.7 y Tabla 3.8) ya que las magnitudes de las cargas de nieve no son tan elevadas como las de viento y no están aplicadas en toda la estructura, sino en una zona localizada de la cubierta. Respecto al coste computacional, *RamSeries* consume la misma memoria que en los casos de viento, en este caso cuatro veces más que *Parachutes*, para obtener los resultados en la mitad de tiempo de cálculo (23 minutos en *RamSeries* frente a los 49 de *Parachutes*).

Magnitud	<i>RamSeries</i>	<i>Parachutes</i>	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	-0,14	-0,15	7%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	-0,62	-0,64	3%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	-0,29	-0,31	7%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	3,1	3,2	3%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	1,4	1,5	7%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	3,6	3,6	0%
Axil max cerramientos [kN]	1,2	1,2	0%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	35,5	35,1	-1%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	14,3	14,2	-1%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	16,5	12,2	-26%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	9,9	0,7	-93%
Reacción vertical max tubos [kN]	-4,4	-4,7	7%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	0,0	0,0	0%
Memoria de cálculo [MB]	275	67	-76%
Tiempo de cálculo [min]	23	49	113%

Tabla 3.10. Comparación del análisis estructural con nieve sin redistribución

b) Cargas de nieve con redistribución

En *RamSeries* existe la opción de introducir cargas lineales para el caso de nieve con redistribución pero en *Parachutes* no. Es por esto que se aplica la carga de manera escalonada dividiéndola en tantos tramos como superficies tiene el modelo en el tramo de aplicación de la carga (Figura 3.26). Los valores de las presiones globales en cada tramo se resumen en la Tabla 3.11.

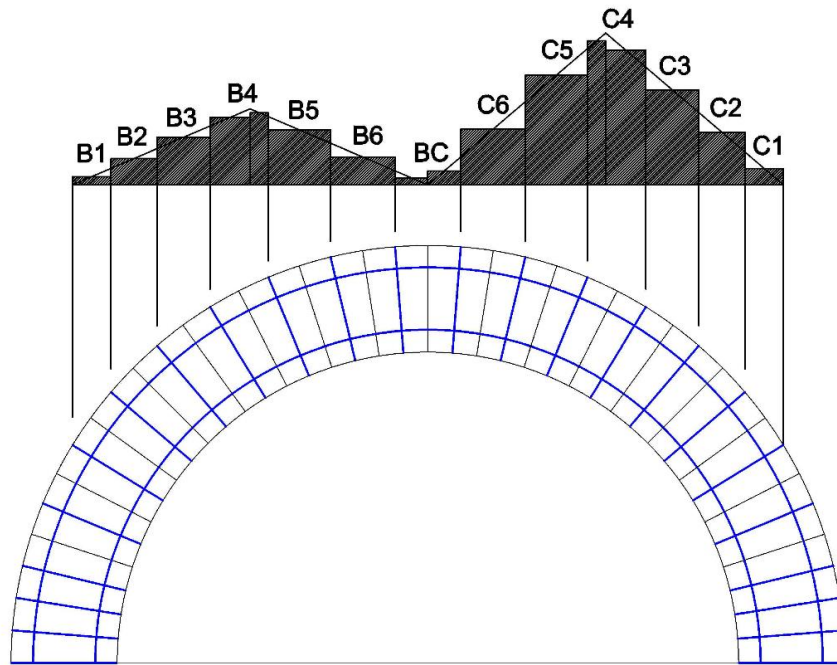


Figura 3.26. Presiones de nieve escalonadas y proyectadas para los dos casos

Zona	Presión [Pa]
B1	44
B2	140
B3	253
B4	367
B5	293
B6	148
BC	56
C6	296
C5	586
C4	735
C3	507
C2	281
C1	88

Tabla 3.11. Presiones globales de nieve escalonada

Para validar la aproximación escalonada de las cargas de nieve se han realizado las simulaciones en *RamSeries* aplicando la carga de manera lineal y escalonada y se han comparado los resultados (Tabla 3.12).

Magnitud	Carga lineal	Carga escalonada	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	-0,15	-0,14	-7%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	-0,62	-0,61	-2%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	-0,34	-0,30	-12%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	3,1	3,1	0%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	2,2	2,2	0%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	3,7	3,7	0%
Axil max cerramientos [kN]	1,3	1,2	-8%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	37,3	37,7	1%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	17,7	16,6	-6%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	16,8	16,6	-1%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	11,2	11,2	0%
Reacción vertical max tubos [kN]	-5,9	-5,9	0%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	-0,1	-0,1	0%

Tabla 3.12. Comparación de la carga de nieve lineal y escalonada en *RamSeries*

Con estos resultados se comprueba que la aproximación escalonada es satisfactoria. La deformación frente a una carga de nieve con redistribución de 50 kg/m^2 y aproximación escalonada se muestra en la siguiente figura.

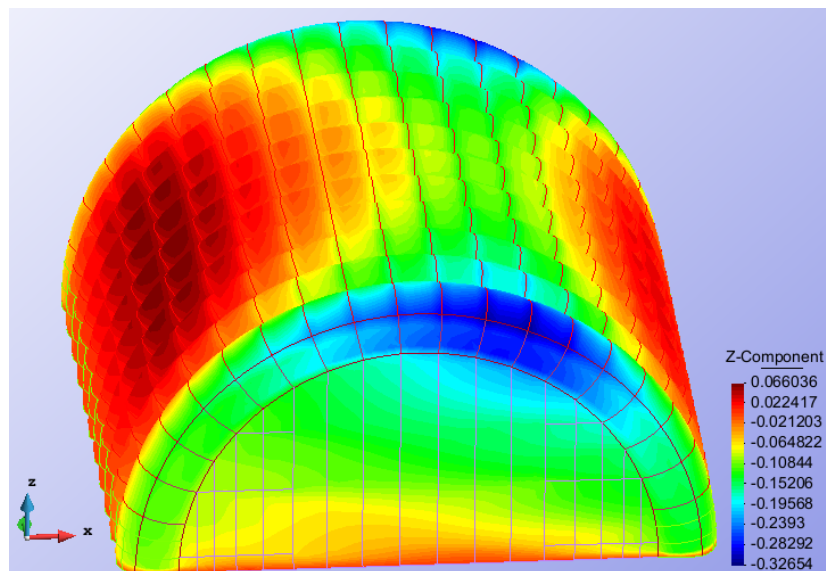


Figura 3.27. Hangar deformado por nieve con redistribución

Finalmente, la comparación de resultados entre *RamSeries* y *Parachutes* se muestra en la siguiente tabla.

Magnitud	<i>RamSeries</i>	<i>Parachutes</i>	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	-0,14	-0,15	7%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	-0,61	-0,63	3%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	-0,30	-0,33	10%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	3,1	3,2	3%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	2,2	2,3	5%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	3,7	3,7	0%
Axil max cerramientos [kN]	1,2	1,3	8%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	37,7	34,8	-8%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	16,6	15,6	-6%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	16,6	14,1	-15%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	11,2	0,7	-94%
Reacción vertical max tubos [kN]	-5,9	-6,2	5%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	-0,1	-0,1	0%
Memoria de cálculo [MB]	273	81	-70%
Tiempo de cálculo [min]	21	50	138%

Tabla 3.13. Comparación del análisis estructural con nieve con redistribución

Como en el caso sin redistribución, se puede observar que los resultados difieren muy poco. *RamSeries* consume la misma memoria que en los casos anteriores, en este caso más de tres veces la de *Parachutes*, para obtener los resultados en menos de la mitad de tiempo de cálculo (21 minutos en *RamSeries* frente a los 50 de *Parachutes*).

3.1.4. Análisis de deshinchado

El programa *Parachutes* introduce la opción de simular cargas variables con el tiempo, de la que no se dispone en *RamSeries*. Es por esto que surgió la idea de realizar simulaciones de deshinchado de hangares para comparar los resultados con datos experimentales que se tienen en Buildair de pruebas de campo de otro hangar, el H22, dos metros más ancho que el H20. En la Figura 3.28 se muestra el gráfico presión-tiempo en el proceso de deshinchado de los cuatro tubos que se ensayaron del H22 (Figura 3.29). Además, las líneas verticales roja y azul indican, respectivamente, los momentos en que empiezan a colapsar los tubos 4 y 1. Las presiones del gráfico se tomaron con manómetros situados en las bases de los tubos 1 y 4.

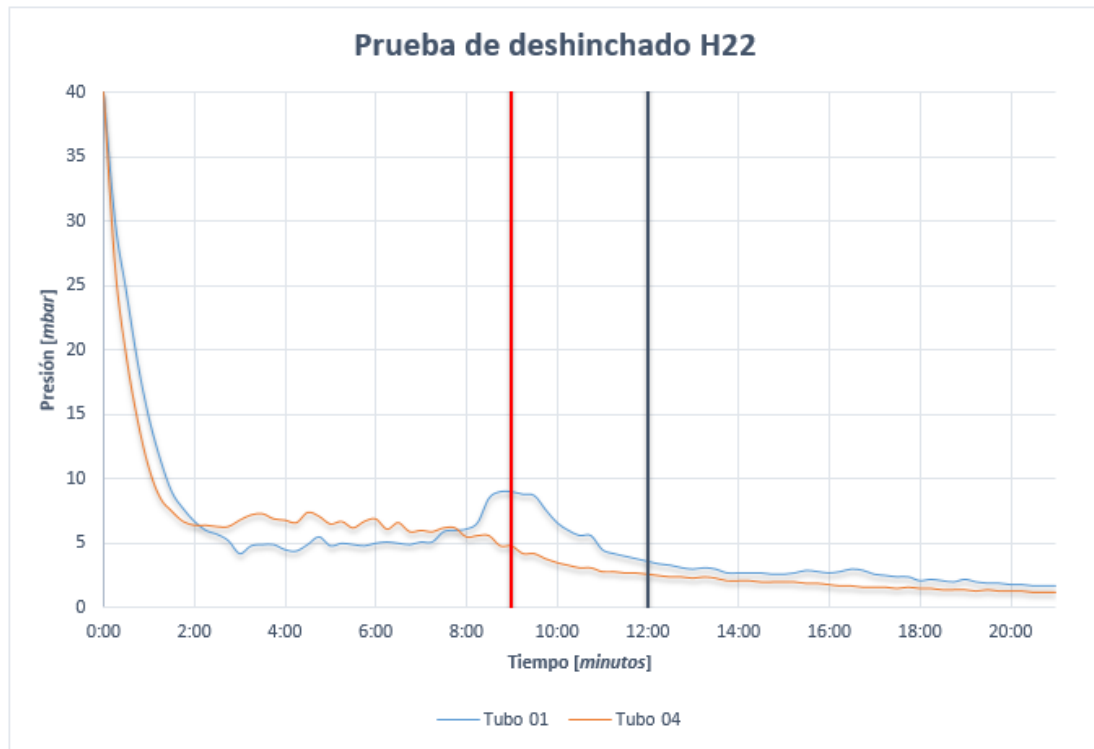


Figura 3.28. Gráfico presión-tiempo del deshinchado del H22

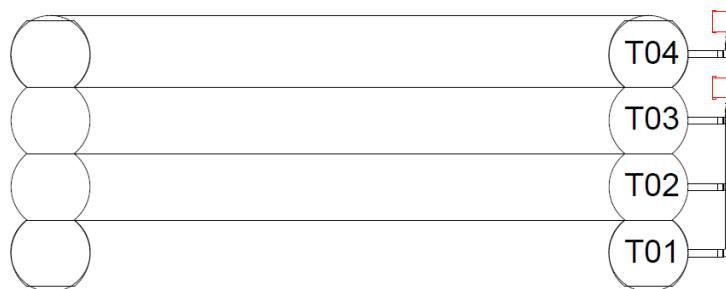


Figura 3.29. Disposición de los cuatro tubos de la prueba del deshinchado del H22

En el gráfico experimental de Buildair se observa como al cortar la alimentación de los motores que hinchaban el hangar la presión desciende rápidamente de 40 a 7 *mbar* en dos minutos, momento en el que se estabiliza. A partir de aquí empieza un lento proceso de deshinchado en el que el tubo 4 empieza a colapsar a los nueve minutos y los otros tres tubos empiezan a colapsar a los doce minutos, todos por debajo de 5 *mbar* de presión.

En *Parachutes*, aplicar las cargas de deshinchado variables en tiempos tan largos aumentaría mucho el coste computacional dado que el método de simulación es explícito. Es por esto que el objetivo de las simulaciones de deshinchado será calcular la presión a la que colapsa el hangar reduciendo la presión en un tiempo más breve (unos pocos segundos), pero suficiente para que el proceso se mantenga

cuasi-estático como es en la realidad. El criterio de colapso que se ha escogido es que la deformación vertical supere en magnitud al radio del tubo. Para el H20 esto representaría un descenso de la altura total del hangar del 13%.

En unas primeras simulaciones reduciendo la presión interna a 0 en 10, 20 y 30 segundos se observó que el hangar colapsaba con presiones de entre 3 y 5 *mbar*, algo muy parecido a la realidad. En cambio, el proceso de deformación que seguía el hangar no se correspondía totalmente al observado en los ensayos, donde generalmente se forma un pliegue en el centro de los tubos (Figura 3.30) cuando la base ha cedido ligeramente. Es importante hacer notar que, en la base de los tubos la presión baja más lentamente cuando se reduce el volumen de aire de los mismos, y por esto el hangar colapsa por la parte superior (donde la presión es menor) formando el pliegue. Esto se debe a que la presión aplicada de forma uniforme en todo el tubo corresponde a la medida en su base, que es mayor que la que habría en la parte superior. Por ello, el hangar no colapsa en la parte superior y lo hace, como es de esperar, por la base. Este modelo simple de deshinchado difiere con la realidad también en otros aspectos, por ejemplo, actualmente *Parachutes* no tiene en cuenta el autocontacto de la estructura, que puede modificar la forma en que el hangar colapsa.

Respecto a la variación de la presión interior, para mejorar los resultados se debería estudiar como varía la presión en los tubos en la realidad midiéndola en varios puntos. En la actualidad solo se dispone de datos en la base de los tubos por lo que no se han podido hacer estudios más exhaustivos en este aspecto. Además, cuando el hangar colapsa el tejido desarrolla arrugas y unas partes de la estructura entran en contacto con otras, lo cual puede modificar sustancialmente el comportamiento. Si bien el modelo simplificado empleado en *Parachutes* predice de manera aceptable la presión de colapso, un modelo más exacto de variación de la presión interna y el autocontacto son aspectos claves que pueden ser implementados para mejorar la aproximación y extender el rango de información útil que puede brindar el código de cálculo.

Queda pendiente para investigaciones futuras perfeccionar las simulaciones de deshinchado cuando se disponga de más datos experimentales. Posteriormente, teniendo la geometría del modelo deshinchado, se podrían hacer simulaciones de hinchado, aunque también se precisaría de datos de presiones experimentales que actualmente no se tienen disponibles.



Figura 3.30. Deshinchado del hangar H22

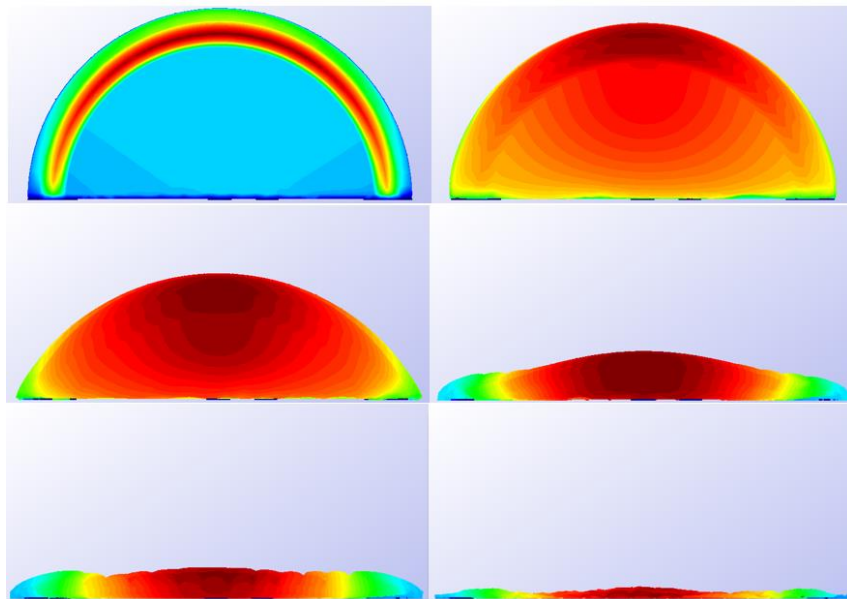


Figura 3.31. Proceso de deshinchado del hangar en *Parachutes*

3.2. Análisis aerodinámico

En este apartado se analizan en primer lugar una serie de casos de validación utilizando cuerpos romos sencillos que permiten comprobar el funcionamiento del modelo de separación de flujo de Stratford implementado en *Parachutes*. Además, se comparan resultados numéricos con mediciones experimentales en túnel de viento realizadas para un modelo rígido de hangar en el proyecto uLites ^[14]. Posteriormente, al no disponer de resultados de validación del hangar H20, se comparan los resultados con los que se tienen de un modelo de un hangar más grande denominado H47, calculados con el programa *Kratos* ^[28].

Cabe mencionar que desde el inicio de este estudio estaba previsto comparar los resultados aerodinámicos de *Parachutes* con resultados disponibles calculados con el programa *Tdyn*. No obstante, en estos últimos se encontraron ciertas irregularidades y diferencias en el modelado que invalidaban la comparación (las condiciones de contorno aplicadas y la aparición de fuerzas de compresión en la zona a sotavento con viento lateral incidente cuando según la normativa ^[20] debían ser fuerzas de succión, entre otras). Por este motivo se decidió recurrir a los resultados experimentales de túnel de viento del proyecto uLites ^[14], en el que se ensayó un modelo rígido a escala de un hangar hinchable de cuatro tubos.

3.2.1. Casos de validación

Cabe recordar que el número de Reynolds Re y el Mach M son los principales parámetros de similitud que deben tenerse en cuenta para extrapolar los resultados del experimento (similitud dinámica). Ambos son directamente proporcionales a la velocidad de viento y, además, el Re también lo es a una distancia característica del cuerpo. En el modelo del uLites esta distancia es unas cien veces menor al hangar real, por lo que aparece una diferencia en el Re de dos órdenes de magnitud, pudiendo afectar notablemente a los resultados. Es por esto que antes de comparar los resultados del uLites se optó por estudiar casos ya validados con geometrías regulares curvas que se podrían asimilar a los hangares hinchables. A continuación se muestran los resultados para tres modelos de validación: un cilindro circular, uno elíptico y una esfera. Posteriormente, también se incluyen las comparaciones con uLites. Todos estos resultados están incluidos en un artículo de CIMNE que actualmente está en preparación ^[36].

3.2.1.1. Cilindro circular

El primer caso de validación es el de un cilindro de sección circular sobre el que se aplica viento transversal, cuyo diámetro es $D = 1$ y su envergadura $b = 5$. En

los extremos se colocan placas para forzar que el flujo sea bidimensional. El modelo se discretiza usando 1 553 paneles cuadriláteros y las simulaciones se realizan con números de Reynolds supercríticos (0,73, 3,49 y 8,27 millones). Los resultados numéricos se comparan con los que se presentan en un artículo de la NASA ^[29] que aborda el mismo problema para flujo libre con número Mach $M = 0,177$. En la se presentan una vista del modelo con la zona de separación de flujo y otra con los resultados de la distribución corregida del coeficiente de presión C_p con $Re = 3,49e6$.

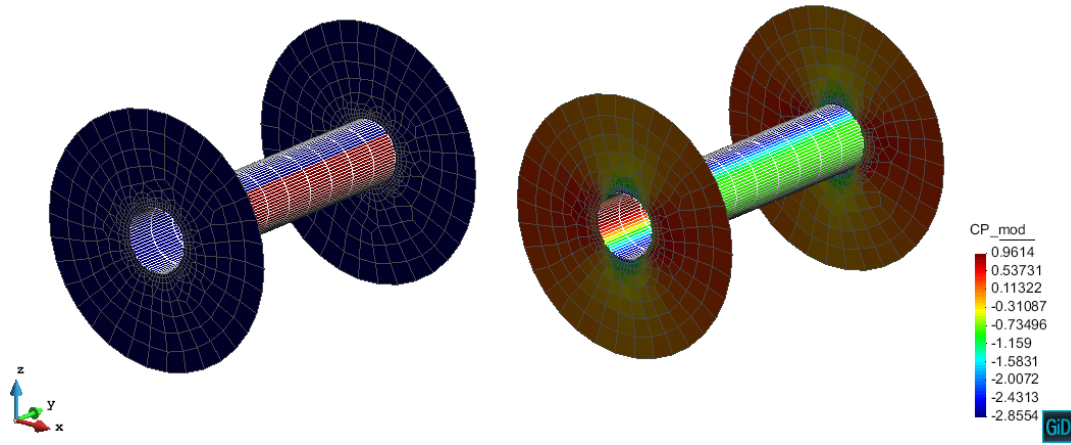


Figura 3.32. Modelo y distribución corregida del C_p para el cilindro circular

En las simulaciones se han considerado capas límite de tipo laminar-turbulento y totalmente turbulentas. Los criterios de transición empleados son: fijar la transición en el pico de succión (velocidad máxima), o en un punto variable determinado por el criterio de Michel ^[30]. En ambos casos la transición hacia flujo turbulento se considera que ocurre inmediatamente en el punto de transición. En el caso con $Re = 0,73e6$ se han obtenido mejores resultados considerando la capa límite primero laminar y luego turbulenta, y con ambos criterios de transición se han obtenido resultados muy similares. Para Re más elevados, la hipótesis de una capa límite totalmente turbulenta mostró mejores resultados.

El rango de la variable de Stratford $S(x)$ usada para determinar la separación de flujo también se ha investigado. Los valores estándar (0,35-0,39 según d^2p/dx^2 ^[13]) se han comparado con el criterio $S(x) \geq 0,5$ sugerido en base a resultados prácticos ^[31,32]. Como el criterio de Stratford es propenso a predecir separación temprana, estos autores vieron que un valor un poco más elevado se adecuaba más a los resultados experimentales.

La Figura 3.33 muestra la comparación entre la distribución del coeficiente de presión C_p experimental y el calculado (el ángulo θ se mide a partir del borde de

ataque de la sección) para dos valores diferentes de Re y de $S(x)$. Para obtener el C_p en la zona de flujo desprendido se toma el valor del flujo potencial en el punto de separación y se propaga de manera constante aguas abajo. Se puede observar que el aumento de $S(x)$ se traduce en una notable mejora de los resultados en la zona posterior a la separación de flujo.

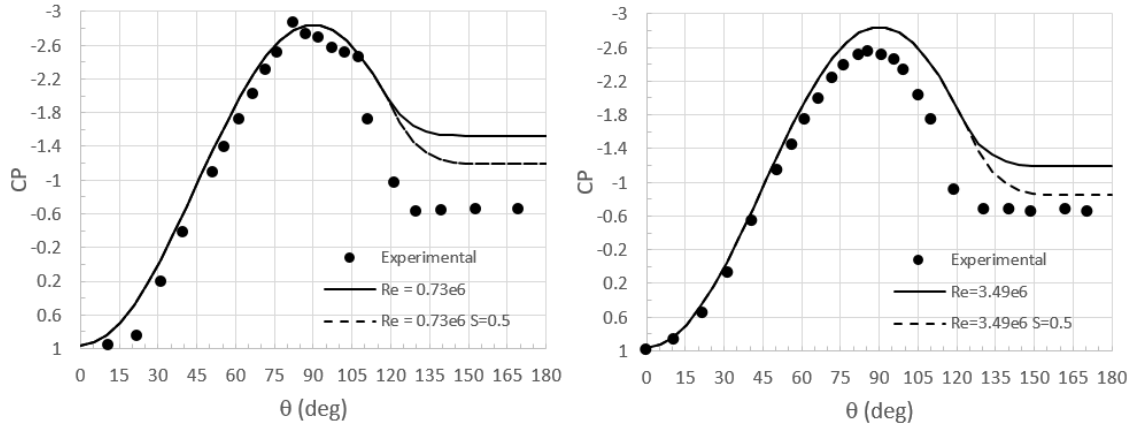


Figura 3.33. Comparación de las distribuciones del C_p para el cilindro circular

La evolución del punto de separación y el coeficiente de resistencia con el número de Reynolds se muestra en la Figura 3.34, comparando los resultados calculados con *Parachutes* con diferentes valores de $S(x)$ con los experimentales.

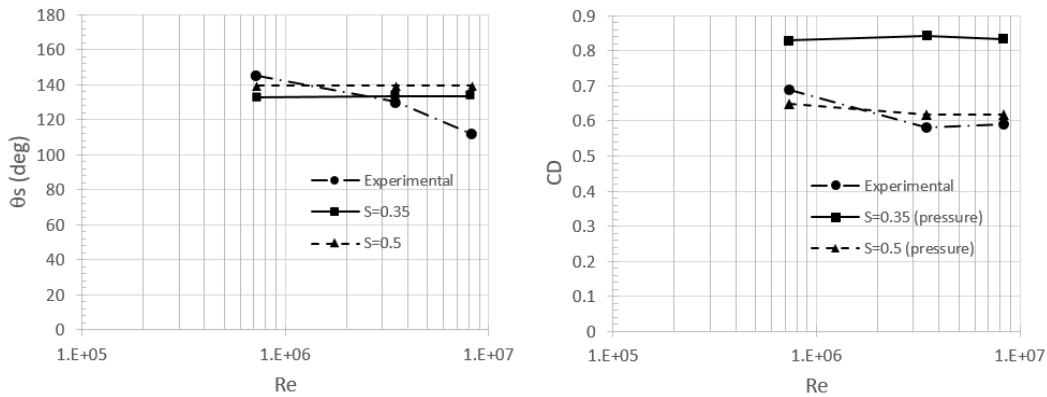


Figura 3.34. Evolución del punto de separación de flujo en el cilindro (izquierda) y del coeficiente de resistencia C_D (derecha) con el Re para el cilindro circular

Tanto el punto de separación como el C_D muestran variaciones muy pequeñas en relación al Re , probablemente por el hecho de haber fijado el punto de transición. Las simulaciones realizadas usando el criterio de Michel mostraron pequeños cambios en los valores calculados, por lo que no se han incluido en este estudio. Esta pequeña variación de resultados podría deberse a que a medida que se eleva el Re el punto de transición se mueve aguas arriba, incrementando la longitud y

el grosor de la capa límite turbulenta. Como consecuencia se modifica la distribución de presión en la parte exterior de la capa límite, apareciendo diferencias con las presiones calculadas con flujo potencial, donde el grosor de la capa límite se considera negligible. Estas diferencias suelen ser un pico de succión más bajo y un adelanto del punto de separación, que da lugar a una estela más ancha, incrementando el coeficiente de resistencia del cilindro (Figura 3.35). A pesar de que la posición del punto de separación podría mejorarse ajustando el valor de $S(x)$, el área de succión igualmente se sobreestimaría.

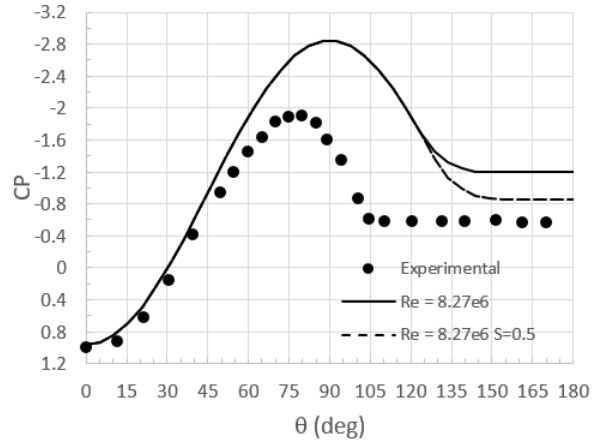


Figura 3.35. Comparación de las distribuciones del C_p para el cilindro circular con un Re mayor para comprobar los efectos del aumento del grosor de la capa límite

3.2.1.2. Cilindro elíptico

Para el caso del cilindro elíptico se supone también flujo bidimensional situando las dos placas en las bases, pero la perturbación en el flujo causada por el cuerpo es más pequeña que en el caso del cilindro circular. El flujo permanece adherido a lo largo de gran parte de la sección, separándose muy cerca del borde de salida del cilindro. El modelo experimental es el estudiado por Schubauer ^[33], que tiene un eje menor $D = 3,98''$, un eje mayor $L = 11,78''$ y una envergadura $b = 4,5 ft$. El número de Reynolds es de 139 000 y el modelo computacional consta de 1 362 paneles cuadriláteros. En la Figura 3.36 se muestra la comparación de las distribuciones de presión calculadas para un $S(x) = 0,35$ y 0,5. Se asume una capa límite parcialmente turbulenta, con transición en el pico de succión, cuya posición es cercana a la obtenida experimentalmente ($x_{tr}/D = 1,25$). Se observa la concordancia de las distribuciones de C_p , siendo mejores los resultados con $S(x) = 0,5$, igual que en el caso del cilindro circular.

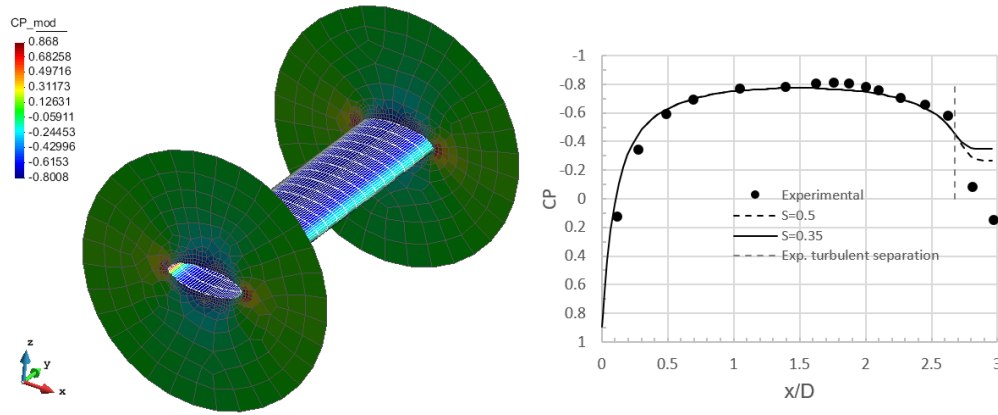


Figura 3.36. Modelo del cilindro elíptico de Schubauer (izquierda) y comparación de las distribuciones del C_p para $Re = 139\,000$ (derecha)

3.2.1.3. Esfera

El modelo de la esfera está compuesto por 1 297 paneles cuadriláteros y el $Re = 420\,000$, cerca del crítico pero justo después de la caída del coeficiente de resistencia. Los resultados calculados en *Parachutes* se comparan con los experimentales presentados en el libro de Hoerner [34]. En la Figura 3.37 se puede observar como la distribución del C_p presenta una ligera asimetría, probablemente debido a la distribución no estructurada de paneles, y una prematura separación de flujo, que es característica del método de Stratford. El valor calculado del C_D es de 0,22 para $S(x) = 0,5$, lo cual está dentro del rango de resultados obtenidos por Hoerner (0,12-0,25) para la resistencia total de la esfera (la contribución de la fricción viscosa se puede despreciar). Cabe remarcar que en los resultados experimentales aparece una desviación considerable en la resistencia de la esfera cerca del número de Reynolds crítico.

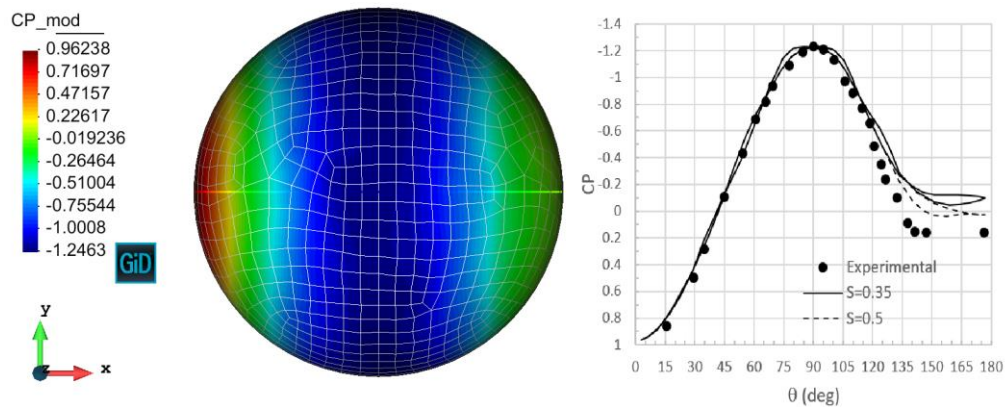


Figura 3.37. Modelo de flujo alrededor de una esfera y comparación de distribuciones del C_p para $Re = 420\,000$

3.2.1.4. Ensayos en túnel de viento del modelo uLites

Una vez analizados y comparados los resultados de los casos de validación con geometrías simples se pasa al modelo de un hangar a escala de cuatro tubos (Figura 3.38) que se estudió en túnel de viento en el proyecto uLites ^[14].



Figura 3.38. Modelo a escala del hangar del proyecto uLites

La velocidad del viento incidente es de 5,5 m/s con perfil constante, aplicado en tres ángulos diferentes β : 0° , 45° y 90° , como se puede ver en la Figura 3.39.

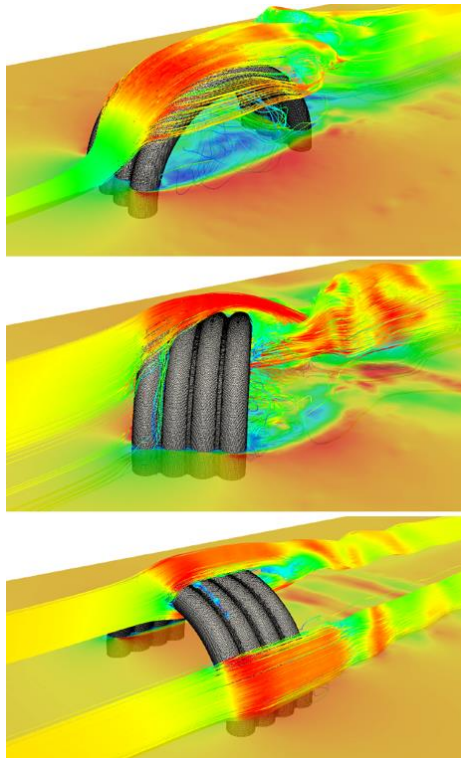


Figura 3.39. Ángulos de incidencia del viento de 0° , 45° y 90° , respectivamente ^[14]

El número de Reynolds aproximado es de 171 000, calculado con el diámetro del hangar $D = 0,45 \text{ m}$ como distancia de referencia. En la simulación numérica el

flujo se supone totalmente turbulento y se adopta el parámetro de Stratford estándar $S(x) = 0,35$, ya que es más adecuado para flujos cerca de Re críticos. Las presiones de referencia en el modelo se toman en las posiciones indicadas en las dos siguientes figuras.

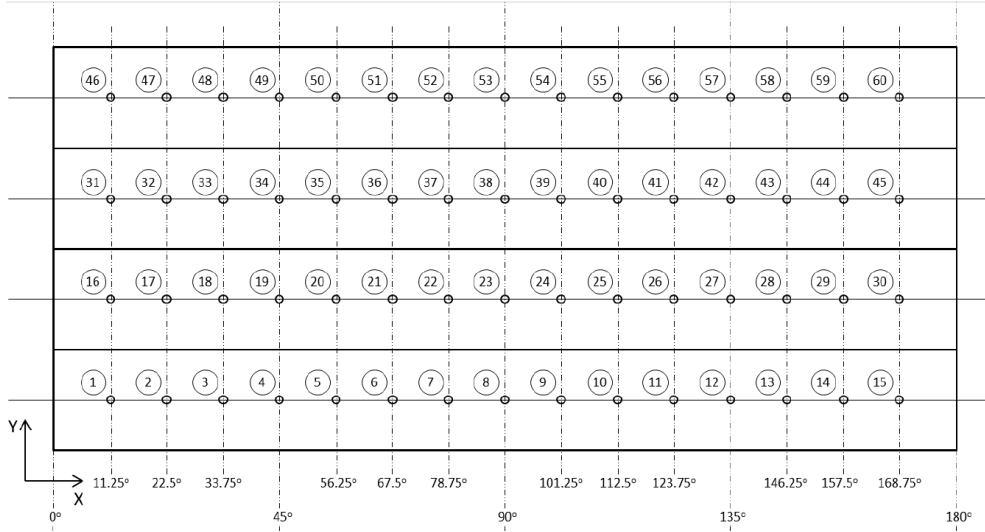


Figura 3.40. Puntos de medición de presiones en la cara exterior de los tubos ^[14]

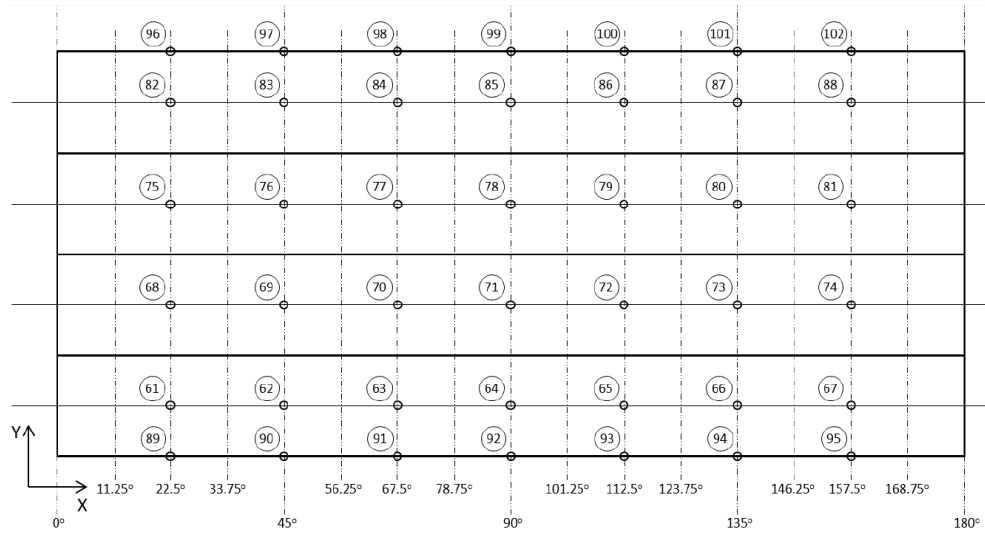


Figura 3.41. Puntos de medición de presiones en la cara interior de los tubos ^[14]

Para realizar los cálculos aerodinámicos en *Parachutes* se añade a la geometría del modelo estructural definida en el apartado 3.1.1 un plano de simetría, que simule el suelo, suficientemente delgado para que no perturbe la condición de corriente libre (Figura 3.42).

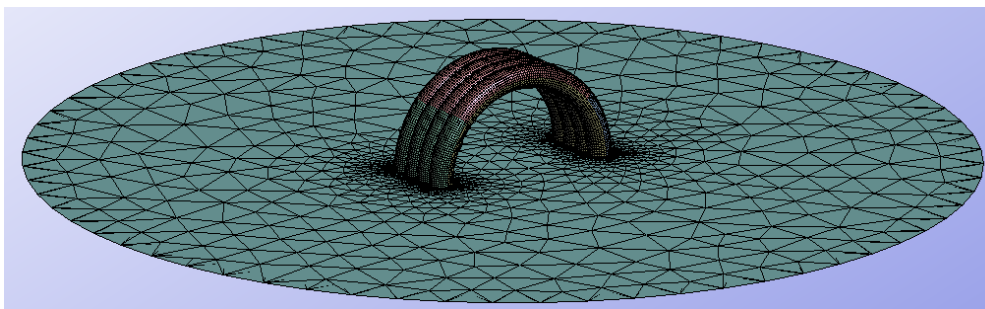


Figura 3.42. Geometría y malla del modelo aerodinámico

a) Viento lateral ($\beta = 0^\circ$)

La zona de separación calculada con la solución del flujo potencial se muestra en la Figura 3.43 así como la distribución de presión corregida. La comparación de los resultados con los experimentales de los tubos 1 (puntos 1-15) y 2 (puntos 16-30) se muestra en la Figura 3.44. Los resultados en el tubo 2 (zonas de succión y separación de flujo) son bastante similares a pesar de que la zona de estancamiento a sotavento no se elimina del todo. Esto podría ser debido a algunas discontinuidades en las líneas de corriente a sotavento causadas por el flujo transversal proveniente de la superficie interior del hangar. Esta zona de altas turbulencias no se puede modelar con el modelo de flujo potencial, por lo que el campo de velocidades y las líneas de corriente utilizadas para determinar el punto de separación no son realistas (Figura 3.45). El flujo transversal del interior del hangar todavía distorsiona más los resultados en el tubo 1. Cabe destacar que en la zona a barlovento el flujo se separa alrededor de los 120° , lo que concuerda con los resultados experimentales. Sin embargo, también aparece separación de flujo debida al aire que circula alrededor del tubo proveniente de la superficie interior del hangar (no realista, como se ha comentado). Esto crea una separación con presión muy baja donde los dos flujos se mezclan.

Como la solución de flujo potencial no es aplicable a la superficie interior del hangar, los resultados de los puntos 61-88 no se presentan en este documento. Cabe destacar que las medidas experimentales también presentan una dispersión considerable en esta zona debido a que el flujo es altamente no estacionario ^[13]. En cuanto respecta a las caras exteriores de los tubos 1 y 4 (puntos 89-95 y 96-102, respectivamente), la concordancia con los resultados experimentales podría mejorarse cerrando los laterales del hangar. Esto mismo se puede aplicar para las superficies exteriores de estos tubos. En la Figura 3.46 se muestra la comparación de resultados en la superficie exterior del tubo 1 (puntos 1-15) con el hangar cerrado.

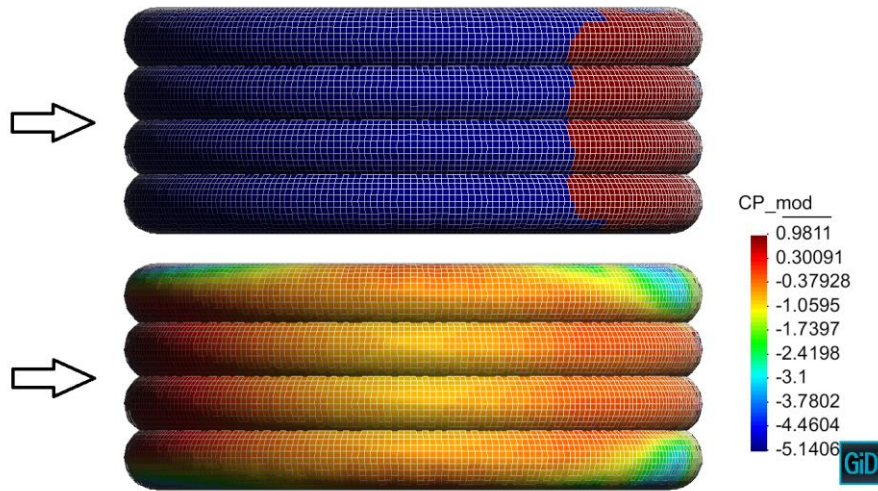


Figura 3.43. Zona de separación de flujo y distribución del coeficiente de presión C_p corregido con $\beta = 0^\circ$

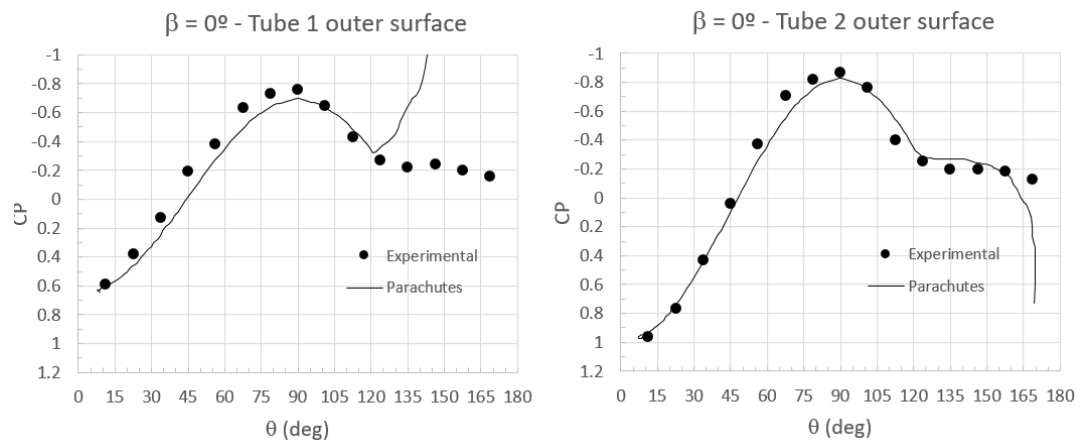


Figura 3.44. Distribución del C_p calculado y experimental en los tubos 1 y 2 con $\beta = 0^\circ$

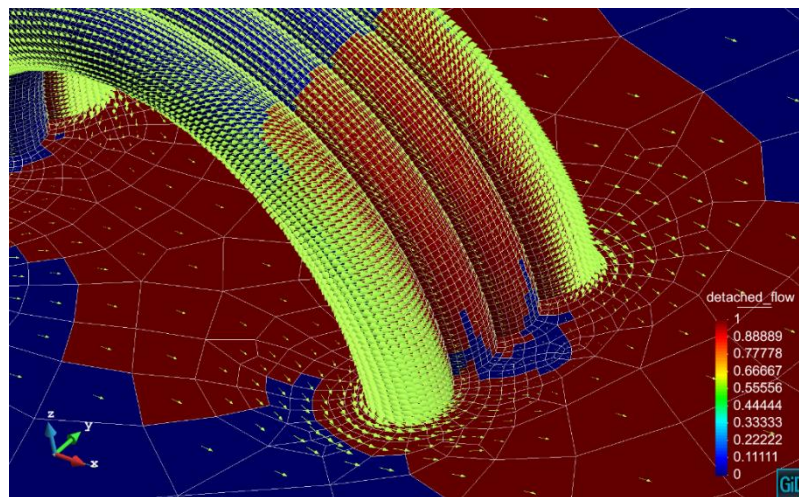


Figura 3.45. Campo de velocidades y zona de separación de flujo con $\beta = 0^\circ$

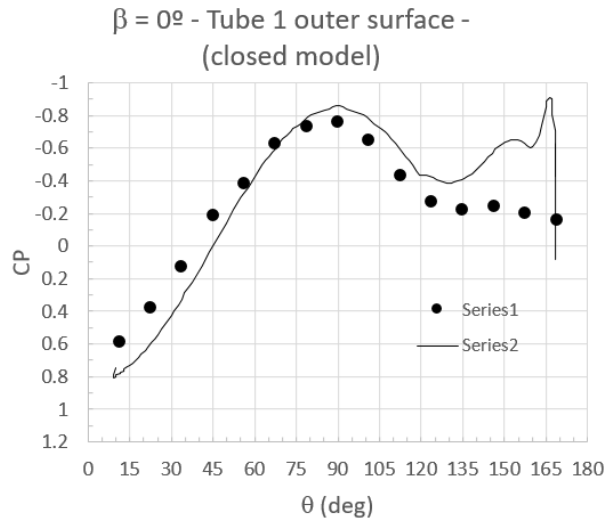


Figura 3.46. Distribución del C_p calculado y experimental en el tubo 1 con $\beta = 0^\circ$ (hangar cerrado)

b) Viento frontal ($\beta = 90^\circ$)

Las comparaciones aquí están muy afectadas por los efectos del número de Reynolds. Como el diámetro del primer tubo a barlovento (tubo 4, puntos 46-60) es la longitud de referencia que gobierna el proceso de separación de flujo, el Re característico (aproximadamente 19 000) es mucho más pequeño que en el caso anterior. Esto hace que el flujo alrededor del tubo 4 sea subcrítico, causando una reducción considerable del pico de presión y una separación prematura (80-90° aproximadamente) ^[35]. La presión permanece constante en los tres siguientes tubos hasta que llega al final del tubo 1, donde el flujo parecería adherirse nuevamente.

La solución de flujo potencial, como se ha comentado anteriormente, solo es una aproximación razonable con Re elevados (críticos o supercríticos), donde la separación ocurre pasados los 90° (zona de recuperación de presión). Por lo tanto, los valores calculados en este caso muestran succiones más elevadas y un punto de separación aguas abajo en comparación con el modelo real (el efecto es más evidente en los tubos cercanos al punto de separación). Las zonas de separación y la distribución del C_p se detallan en la Figura 3.47 y la comparación con los resultados experimentales de los cuatro tubos en la Figura 3.48.

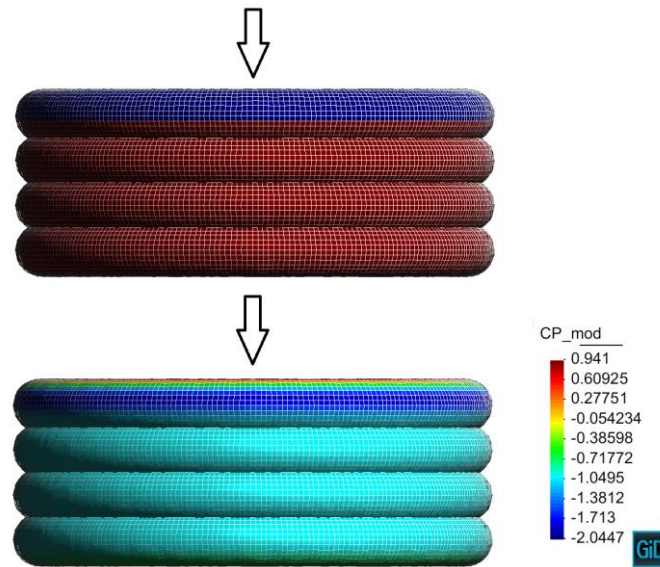


Figura 3.47. Zona de separación de flujo y distribución del coeficiente de presión C_p corregido con $\beta = 90^\circ$

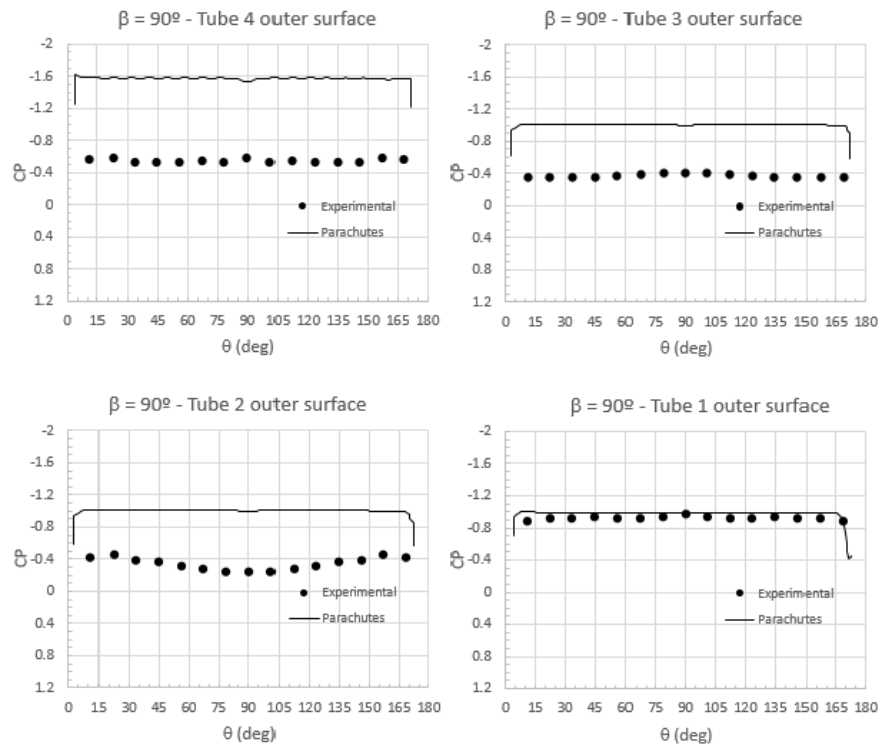


Figura 3.48. Distribución del C_p calculado y experimental en los 4 tubos con $\beta = 90^\circ$

c) Viento diagonal ($\beta = 45^\circ$)

El efecto causado por el bajo Re en el tubo a barlovento (tubo 4, puntos 46-60) también repercute en este caso. Las zonas de separación y los coeficientes de

presión corregidos se muestran en la Figura 3.49 y la comparación con los resultados experimentales de los cuatro tubos en la Figura 3.50.

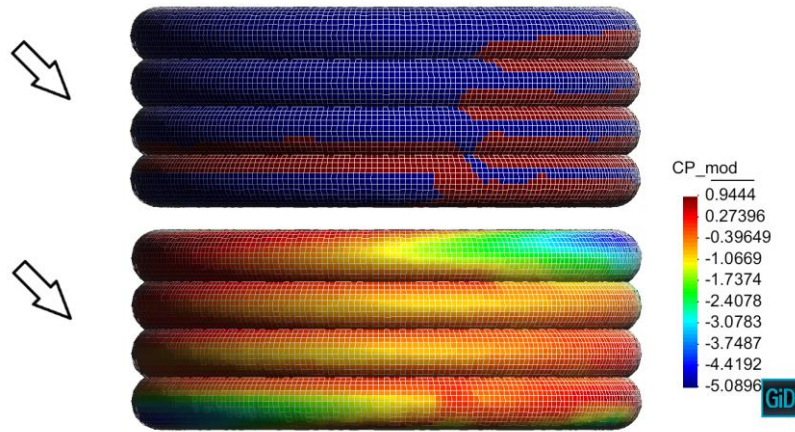


Figura 3.49. Zona de separación de flujo y distribución del coeficiente de presión C_p corregido con $\beta = 45^\circ$

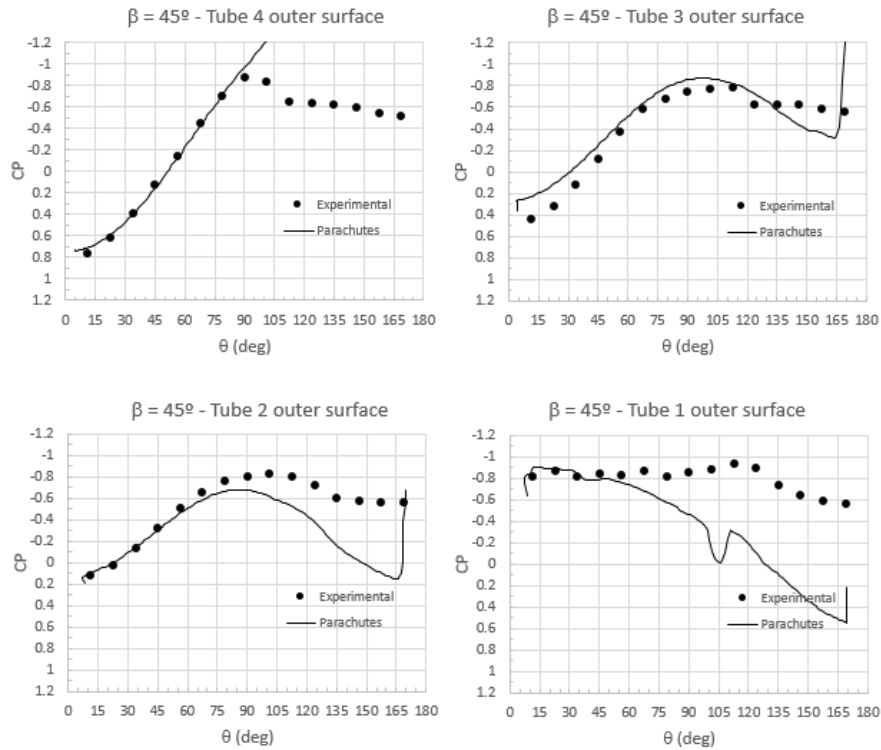


Figura 3.50. Distribución del C_p calculado y experimental en los 4 tubos con $\beta = 45^\circ$

Mientras que en el experimento el pico de succión en el tubo 4 es menor y la separación es prematura, los resultados con flujo potencial presentan una zona de succión mayor y no hay separación de flujo debido a que las líneas de corriente discurren por los “valles” entre las aristas exteriores de los tubos. Esto provoca la

aparición de una zona de presión muy baja en la parte posterior del tubo 4. En el tubo 3 los resultados concuerdan mejor, a pesar de la zona de muy baja presión causada por el flujo transversal proveniente de la parte interior del hangar que los distorsiona en la zona a sotavento. Este efecto se propaga a los tubos 2 y 1. Como se ha mencionado, esto no se puede resolver adecuadamente con una aproximación potencial. En general, se puede observar que los resultados son más similares en la zona a barlovento.

3.2.2. Hangar H47

Visto en el anterior apartado que el modelo potencial no es adecuado para simular el flujo en el interior del hangar, se ha realizado el análisis con el hangar cerrado incidiendo viento lateral. El modelo corresponde al hangar H47, que tiene 47,5 *m* de luz interior y 19 *m* de altura interior, y se discretiza mediante 24 461 paneles. El número de Reynolds del problema es 2,0e8, basado en el diámetro del hangar. La zona de separación calculada con la solución del flujo potencial se muestra en la Figura 3.51 y la distribución de presión corregida en la Figura 3.52.

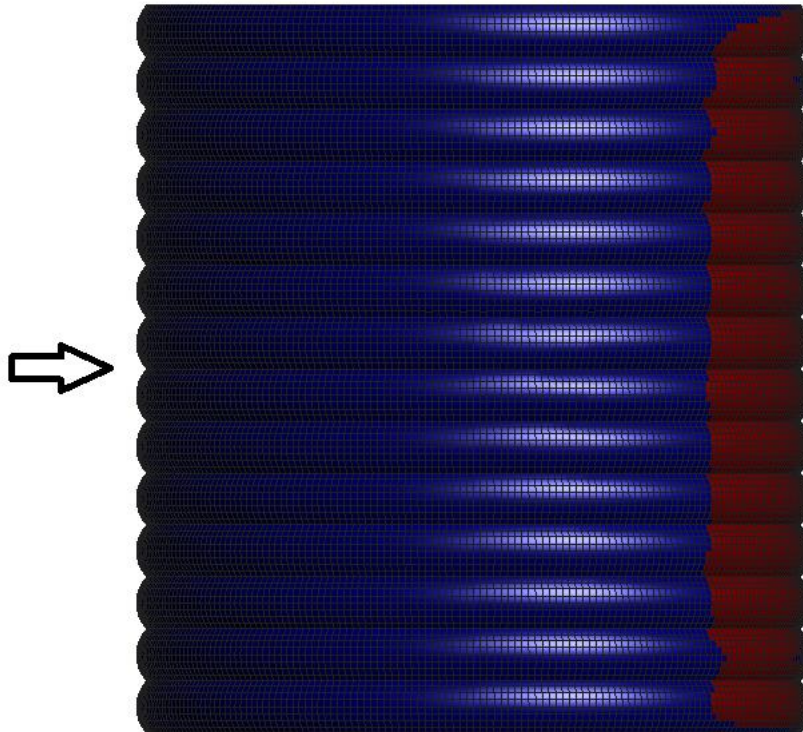


Figura 3.51. Zona de separación de flujo del H47 con $\beta = 0^\circ$

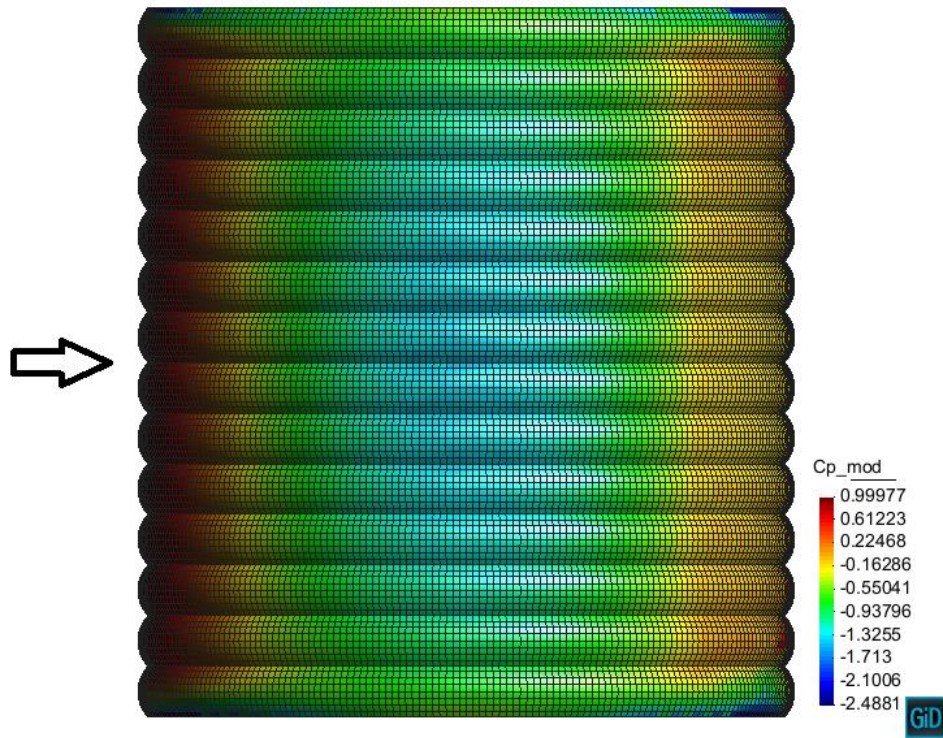


Figura 3.52. Distribución del coeficiente de presión C_p corregido del H47 con $\beta = 0^\circ$

La comparación de los resultados con los obtenidos en *Kratos* del tubo 7 (de un total de 14 tubos) se muestra en la Figura 3.53.

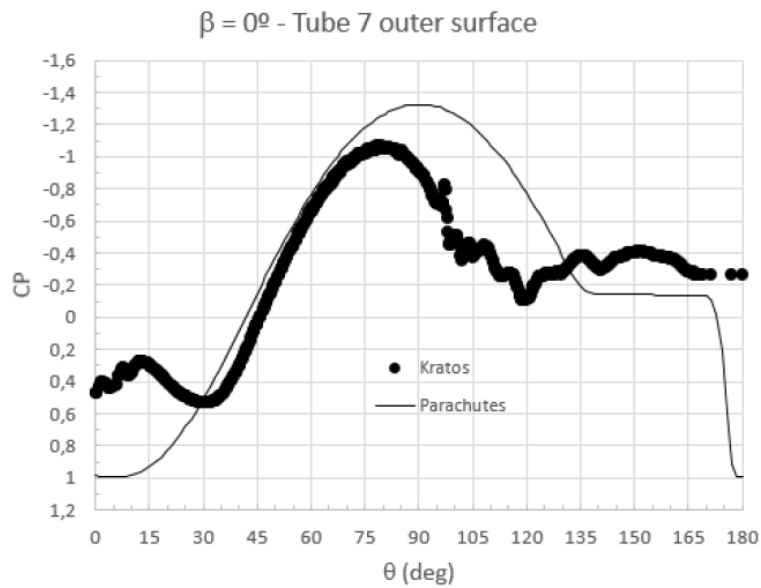


Figura 3.53. Distribución del C_p calculado y experimental en el tubo 7 con $\beta = 0^\circ$

Al tener un número de Reynolds mucho mayor que en el uLites, los resultados en las zonas de succión y separación de flujo mejoran considerablemente. El pico de

succión es mayor y la separación se retrasa en *Parachutes* al no considerarse la variación de espesor de la capa límite. En la zona baja a barlovento de los resultados de *Kratos* aparecen turbulencias que distorsionan el campo de velocidades, reduciendo los coeficientes de presión.

3.3. Análisis acoplado

Finalmente, tras los resultados obtenidos en el análisis estructural y aerodinámico por separado, se ha realizado un análisis acoplado del hangar H20 con viento incidente en dirección lateral (Figura 3.54). La velocidad del viento es de 90 km/h y el Re resultante es $4,7e7$, basado en el diámetro exterior del hangar.

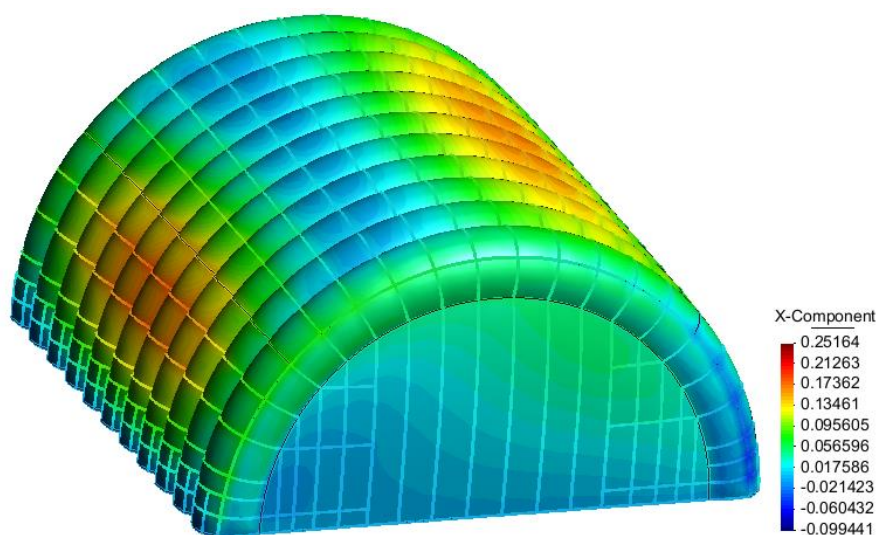


Figura 3.54. Hangar H20 deformado por viento lateral en el análisis acoplado

Los resultados se comparan con los obtenidos anteriormente en el análisis desacoplado en el apartado 3.1.2.3, ver Tabla 3.14. Se observa como todas las magnitudes se reducen considerablemente en el análisis acoplado. La estructura se deforma para adecuarse al campo de presiones, minimizando la perturbación en el flujo y las cargas resultantes. Los resultados del modelo acoplado son mucho más similares a lo que se conocen de la realidad por experiencia. Por un parte, en los telones la succión se reduce a una cuarta parte, por lo que su desplazamiento máximo (eje Y) pasa a ser de $2,33 \text{ m}$ a $0,75 \text{ m}$. Por observación en la práctica, este último es una deformación mucho más realista de obtener cuando incide viento lateral de 90 km/h . Esto se debe a que el coeficiente de presión considerado en la normativa hace referencia a paredes rectangulares planas, no redondeadas (y por lo tanto más aerodinámicas) como las del hangar. Por otra parte, en los tubos la reducción de las magnitudes es debida a que, en el cálculo estructural,

las cargas de viento se aplican en tres zonas establecidas en la normativa haciendo la media de los coeficientes de presión. Es importante observar que, en promedio, la carga total calculada en la sección no difiere mucho de la establecida por la normativa. Esto se puede ver en la Figura 3.55, donde se muestran las distribuciones del C_p en el tubo 6 (el central) según la normativa y las obtenidas en los análisis aerodinámico y acoplado.

Magnitud	Estructural	Acoplado	Diferencia
Desplazamiento horizontal max (X) [m]	0,56	0,25	-55%
Desplazamiento horizontal max (Y) [m]	2,33	0,74	-68%
Desplazamiento vertical max (Z) [m]	0,93	0,56	-40%
Axil max <i>dedales</i> [kN]	10,7	5,9	-45%
Axil max <i>costillas</i> [kN]	11,4	5,9	-48%
Axil max <i>abrazos</i> [kN]	5,6	3,6	-36%
Axil max cerramientos [kN]	9,8	2,5	-74%
Tensión S_i max tubos [daN/5cm]	112,5	54,7	-51%
Tensión S_{ii} max tubos [daN/5cm]	38,5	31,0	-19%
Tensión S_i max cerramientos [daN/5cm]	77,3	17,9	-77%
Tensión S_{ii} max cerramientos [daN/5cm]	19,1	6,6	-65%
Reacción vertical max tubos [kN]	-23,3	-12,4	-47%
Reacción vertical max cerramientos [kN]	-12,3	-3,8	-69%

Tabla 3.14. Comparación del análisis estructural y acoplado con viento lateral

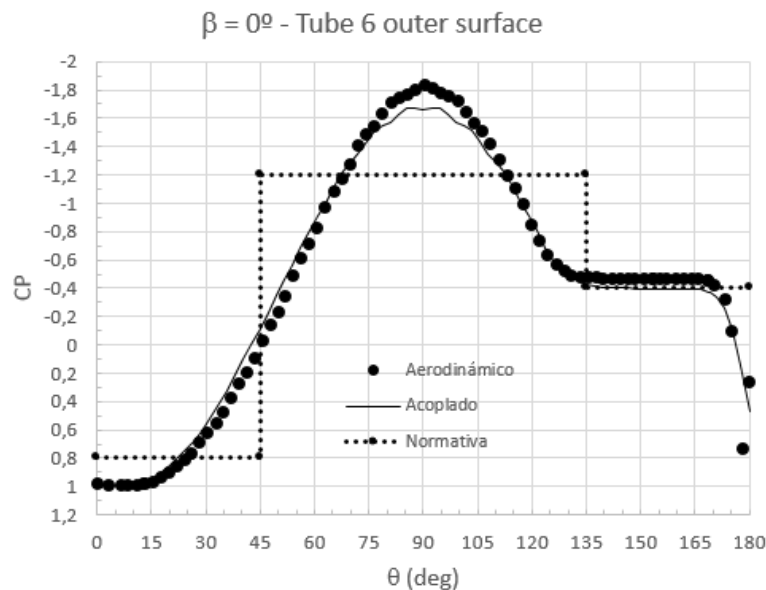


Figura 3.55. Comparación de distribuciones del C_p en el tubo 6 del H20 con $\beta = 0^\circ$

En la Figura 3.55 se ha añadido también la evolución del C_p en el caso aerodinámico. Se observa como no hay apenas diferencia con el modelo acoplado a lo largo del tubo estudiado, ya que las deformaciones no son tan elevadas como para afectar significativamente la aerodinámica de la estructura. Sin embargo, si se compara el H20 semicircular con el H47 elíptico, la diferencia en el pico de succión si es significativa cuando se calcula de manera acoplada. En el H20 el $C_p = -1,8$ y en el H47 el $C_p = -1,3$.

La mayor deformación en el eje X (ver Tabla 3.14) aparece en la zona de compresión de los tubos entre 30° y 45° , donde la compresión en el modelo acoplado es mucho menor que en la normativa. Como las estructuras hinchables sufren grandes deformaciones por las cargas aplicadas en zonas localizadas, al reducirse la presión en la zona de máxima deformación, ésta también se reduce a pesar de que en la zona entre 0° y 30° la compresión es mayor que en la normativa. Lo mismo ocurre en las zonas de succión, por lo que queda comprobado que aplicar una presión media de las obtenidas en el análisis acoplado como indica la normativa en hangares hinchables no es equivalente a aplicar la distribución de presiones que se obtiene de un análisis acoplado de la estructura.

En este caso particular donde las cargas de viento no son tan elevadas, la distribución de presiones en los tubos del hangar prácticamente no varía (excluyendo los dos tubos extremos). En estos tubos centrales (2-10), según los resultados en el tubo 6, se observa que no sería estrictamente necesario (pero si recomendable) realizar un análisis acoplado, ya que los coeficientes de presión no varían mucho respecto al análisis aerodinámico con el modelo rígido. Por tanto, se podría analizar con un acoplamiento de una vía, es decir, realizar el análisis aerodinámico con un modelo rígido y pasar las cargas a un programa estructural. Pero en los dos tubos extremos y en los cerramientos faltaría comprobar que el acoplamiento de una vía es equivalente al de dos vías, por lo que no se pueden extrapolar las conclusiones del tubo 6 para todo el hangar.

En relación con el coste computacional, el análisis acoplado ha precisado de 1,7 GB de memoria y ha tardado aproximadamente una hora. Esta duración es muy inferior a las simulaciones aerodinámicas que se realizan actualmente con *Tdyn* sobre el modelo rígido, que pueden tardar horas, incluso días. Además, en cuanto a resultados, se obtienen magnitudes mucho más razonables. Por tanto, el análisis acoplado con *Parachutes* supone una gran mejora en estos dos aspectos, pudiendo ser de aplicación práctica en futuros proyectos de hangares hinchables.

4. CONCLUSIONES

El motivo de estudio de este trabajo son los hangares hinchables, estructuras compuestas por membranas flexibles pretensadas con aire a presión. Sus principales características son la ligereza y la portabilidad, ya que se pueden desmontar y transportar con facilidad ocupando volúmenes mucho menores a otras estructuras. El gran inconveniente que tienen son las grandes deformaciones que sufren frente a las cargas de viento.

Con el software actualmente en uso en Buildair, el análisis aerodinámico y estructural del problema fluido-estructura se realiza por separado. Primero se calculan las presiones en un modelo rígido de CFD y posteriormente se aplican al hangar en un modelo elástico, haciendo el cálculo en un programa de dinámica de estructuras computacional. Este método no es muy apropiado para estructuras que sufren grandes deformaciones, ya que en el CFD se las trata como cuerpos rígidos. Es por esto que surge este estudio, cuyo objetivo es analizar la aplicación del programa de cálculo *Parachutes*, en el que el problema fluido-estructura se puede calcular de forma acoplada. La aerodinámica se resuelve mediante teoría de flujo potencial con un método de panel de bajo orden y la parte estructural con el método de elementos finitos (FEM).

Parachutes fue diseñado para paracaídas tipo ala, en los cuales el flujo se puede considerar mayoritariamente adherido y el modelo potencial resulta adecuado. En cambio, en el análisis de hangares hinchables la hipótesis de flujo adherido no es válida, por lo que se debe corregir el campo de presiones potencial. El software todavía está en desarrollo por lo que aún se está realizando mejoras y validaciones, como las introducidas a nivel aerodinámico en este trabajo, entre ellas la separación de flujo en los hangares siguiendo el criterio de Stratford. Algunos objetivos futuros son incrementar la robustez y la modularidad de las simulaciones así como mejorar la interfaz gráfica para que sea más fácil de usar. Desde el punto de vista aerodinámico, también se prevé implementar en un futuro próximo un método de torbellinos, que permitiría modelar y resolver directamente el flujo desprendido.

La comparación de resultados con *RamSeries* del análisis estructural del H20 ha sido satisfactoria en los dos casos: viento y nieve. La diferencia entre magnitudes es menor al 10% en la mayoría de los valores comparados, apareciendo las mayores diferencias en las tensiones en las telas. Los tiempos de cálculo, en cambio, no se han reducido, si no que pueden llegar a ser cuatro veces superiores. Esto es debido a que los procedimientos de cálculo son diferentes y el tiempo podría variar

dependiendo de la tolerancia que se acepte para alcanzar la convergencia (*Parachutes* es un código explícito, mientras que *RamSeries* es implícito). Pero hay que recordar que el principal objetivo de este trabajo es reducir el tiempo de cálculo aerodinámico. Cabe destacar también la influencia de múltiples parámetros como los que gobiernan el amortiguamiento, en especial el α de Rayleigh, que se ha tenido que calibrar para lograr la convergencia de la solución y, además, no sobrearmortiguar el modelo.

El caso de deshinchado no se ha podido analizar minuciosamente ya que no se dispone de la distribución de presión durante el proceso (solo se dispone de la magnitud en la base del tubo). A pesar de esto, el modelo simplificado empleado en *Parachutes* predice de manera aceptable la presión de colapso. Un modelo más exacto de variación de la presión interna y el autocontacto son aspectos claves que pueden ser implementados para mejorar la aproximación y extender el rango de información útil que puede brindar el código de cálculo. Posteriormente, teniendo la geometría del modelo deshinchado, se podrían hacer simulaciones de hinchado.

El análisis aerodinámico se ve muy condicionado por el número de Reynolds Re y la variable de Stratford $S(x)$ usada para determinar la separación de flujo. También influye el tipo de capas límite considerado, pudiendo fijar la transición en el pico de succión (velocidad máxima) o en un punto de transición variable determinado por el criterio de Michel. Los resultados para los casos de validación con geometrías regulares (cilindros y esfera) son muy similares a los experimentales, si bien en el caso del cilindro circular se sobreestima el área de succión con el aumento de Re . Por otra parte, en el análisis del uLites el Re es muy bajo. Esto afecta mucho a los resultados de la validación, sobretodo en el caso de viento frontal, donde el pico de presión se reduce considerablemente y la separación es prematura. Como no se puede modelar la superficie interior del hangar con flujo potencial, aparece flujo transversal proveniente de esta zona que distorsiona el campo de presiones, sobretodo en los tubos extremos. A pesar de estos problemas, los resultados son bastante satisfactorios en los dos tubos centrales. En el análisis aerodinámico del H47, al tener un número de Reynolds mucho mayor que en el uLites, los resultados en las zonas de succión y separación de flujo mejoran considerablemente, a pesar de que se sigue sobreestimando el área de succión.

Con el análisis acoplado del H20 se ha demostrado que el pico de succión puede variar mucho de este hangar semicircular al H47 elíptico y que, en los tubos (excluyendo los dos de los extremos), los coeficientes de presión son muy similares que los de un análisis aerodinámico sobre un modelo rígido, ya que la aerodinámica

no se modifica significativamente. Entonces los resultados de un análisis acoplado no deberían variar mucho respecto a los de un análisis estructural con los coeficientes de presión obtenidos en un análisis aerodinámico rígido. Sin embargo, falta por comprobar que el acoplamiento de una vía sea equivalente al de dos vías en los tubos extremos y en los cerramientos, por lo que no se pueden extrapolar las conclusiones del tubo 6 a todo el hangar. Además, no resulta equivalente aplicar la media de las presiones como establece la normativa ya que las magnitudes comparadas se reducen mucho en el caso acoplado, por lo que diseñar una estructura con el cálculo estructural hace que ésta esté bastante sobredimensionada.

Hasta ahora se diseñan los hangares hinchables realizando el análisis estructural con los coeficientes de presión obtenidos en un análisis aerodinámico rígido. No se ha demostrado que esto pueda ser equivalente a hacer un análisis acoplado en este tipo de estructuras, ya que faltaría comprobar los resultados en los tubos extremos y los cerramientos. Otro problema es que el modelo aerodinámico (Navier-Stokes) es muy costoso, además de difícil de calibrar correctamente. *Parachutes* ofrece una alternativa computacionalmente económica y mucho más rápida gracias al flujo potencial, además de la posibilidad de realizar un análisis acoplado de manera eficiente.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] *Buildair Ingeniería y Arquitectura* [En línea] (www.buildair.com).
- [2] Basset, L. (2003). *Estructuras neumáticas* [Artículo docente]. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, Escuela Técnica Superior de Arquitectura, Universitat Politècnica de València.
- [3] García, A. (2015). *Virtual Wind Tunnel Experiments Using Embedded Fluid-Structure Interaction Framework*. Master of Science Thesis, Escola Tècnica Superior d'Enginyeria de Camins, Canals i Ports de Barcelona, Universitat Politècnica de Catalunya.
- [4] *The Sports KingDome* [En línea] (sportskingdome.com).
- [5] Anderson, J. D. (2001). *Fundamentals of aerodynamics* (5th edition). McGraw-Hill, New York.
- [6] Barlow, J. B.; Rae, W. H.; Pope, A. (1999). *Low Speed Wind Tunnel Testing* (3rd edition). John Wiley & Sons, New York.
- [7] Katz, J.; Plotkin, A. (1991). *Low-Speed Aerodynamics. From wing theory to panel methods*. McGraw-Hill.
- [8] Cardesa, J. I. (2014). *Notas sobre Dinámica de Fluidos Computacional* [Artículo docente]. MEF-DFC, Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
- [9] Flores, R.; Ortega, E.; Oñate, E. (2014). *Simple and efficient numerical tools for the analysis of parachutes*. Engineering Computations, 31(5).
- [10] Ortega, E.; Flores, R.; Pons-Prats, J. (2016). *Ram-Air Parachute Simulation with Panel Methods and Staggered Coupling*. AIAA Journal.
- [11] Ortega, E.; Flores, R. (2015). *PARACHUTES. A computer program for calculating ram-air parachutes. Theory document*. CIMNE, Barcelona.
- [12] De la Torre, D.; Ortega, E.; Flores, R. (2017). *PARACHUTES. A computer program for calculating ram-air parachutes. User's manual*. CIMNE, Barcelona.

- [13] Stratford, B. S. (1958). *The prediction of separation of the turbulent boundary layer*. National Gas Turbine Establishment, Farnborough.
- [14] *uLites. Ultra-lightweight structures with integrated photovoltaic solar cells: design, analysis, testing and applications to an emergency shelter prototype* [En línea] (www.cimne.com/websasp/ulites/).
- [15] Oñate, E. (2009). *Structural Analysis with the Finite Element Method. Linear Statics*.
- [16] Giannopapa, C. G. (2004). *Fluid Structure Interaction in Flexible Vessels*. PhD Thesis, King's College London, University of London.
- [17] Felippa, C. A.; Park K. C. (2004). *Synthesis Tools for Structural Dynamics and Partitioned Analysis of Coupled Systems*. Department of Aerospace Engineering Sciences and Center for Aerospace Structures, University of Colorado, Boulder.
- [18] Garelli, L. (2011). *Interacción fluido estructura empleando una formulación lagrangiana-euleriana arbitraria*. Centro Internacional de Métodos Computacionales en Ingeniería (CIMEC).
- [19] Kuethe, A. M.; Chow C. (1998). *Foundations of Aerodynamics. Bases of Aerodynamic Design* (5th edition). John Wiley & Sons, New York.
- [20] AEN/CTN 140 - Eurocódigos estructurales (2007). *UNE-EN 1991-1-4. Eurocódigo 1: Acciones en estructuras. Parte 1-4: Acciones generales. Acciones de viento*.
- [21] AEN/CTN 140 - Eurocódigos estructurales (2004). *UNE-EN 1991-1-3. Eurocódigo 1: Acciones en estructuras. Parte 1-3: Acciones generales. Cargas de nieve*.
- [22] AEN/CTN 305 - Carpas y estructuras móviles (2016). *UNE-EN 13782 Estructuras temporales. Carpas. Seguridad*.
- [23] Código Técnico de la Edificación (CTE) (2009). *DB-SE-AE Documento Básico de Seguridad Estructural y Acciones en la Edificación*.
- [24] *GiD. The personal pre and post processor*. [En línea] (www.gidhome.com).
- [25] *PARACHUTES* [En línea] (www.cimne.com/parachutes).

- [26] Compass Ingeniería y Sistemas (2016). *Tdyn CFD+HT Reference manual. Environment for multi-physics simulation, including fluid dynamics, turbulence, advection of species, structural mechanics, free surface and user defined PDE solvers.*
- [27] Compass Ingeniería y Sistemas (2016). *RamSeries Reference manual. Three-dimensional environment for structural analysis.*
- [28] Kratos [En línea] (www.cimne.com/kratos).
- [29] Jones, G. W.; Cincotta, J. J.; Walker, R. W. (1969). *Aerodynamic Forces on a Stationary and Oscillating Circular Cylinder at High Reynolds Numbers*. NASA Technical Report R-300, Washington D.C.
- [30] Michel, R. (1951). *Etude de la transition sur les profils d'aile; Etablissement d'un critère de détermination du point de transition et calcul de la traînée de profil incompressible*. ONERA Technical Report 1/1578A.
- [31] Cebeci, T.; Mosinskis, G. J.; Smith, A. M. O. (1972). *Calculation of Separation Points in Incompressible Turbulent Flows*. Journal of Aircraft, 9(9), p. 618-624.
- [32] Smith, A. M. O. (1977). *Stratford's Turbulent Separation Criterion for Axially-Symmetric Flows*. Journal of Applied Mathematics and Physics (ZAMP), 28(5), p. 929-939.
- [33] Schubauer, G. B. (1938). *Air Flow in the Boundary Layer of an Elliptic Cylinder*. National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) Technical Report 652.
- [34] Hoerner, S. F. (1965). *Fluid Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. Hoerner Fluid Dynamics.
- [35] Roshko, A. (1960). *Experiments on the Flow Past a Circular Cylinder at Very High Reynolds Number*. Journal of Fluid Mechanics, 10(3), p. 345-356.
- [36] Ortega, E.; Flores, R. (2017). *Application of the Stratford's criterion to the prediction of turbulent detached flows in panel methods* [Artículo en preparación].